

VISIT...

LANZAROTE
Caliente.COM

П. Д. САМСОНОВ

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИИ ГИДРОСАМОЛЕТОВ

*Утверждено Главным управлением учеб-
ных заведений НКТП СССР в качестве
учебного пособия для авиационных втузов*

6 руб. 75 к., пер. 1 р. 25 к.

Проверено 18.12.36



ОНТИ НКТП СССР

ГЛАВНАЯ РЕДАКЦИЯ АВИАЦИОННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ
МОСКВА 1936 ЛЕНИНГРАД

ПРЕДИСЛОВИЕ АВТОРА

Прежде чем предложить вниманию читателя весь материал по проектированию гидросамолетов, надо сказать несколько слов в пояснение тех основ, которые руководили автором при выборе необходимого материала и расположении его.

Во-первых, простота и доступность изложения, для достижения которых автор положил немало трудов; автор исходил из предположения, что читатель предварительно знаком с теорией корабля, с основами теории гидроавиации, с аэродинамикой и другими дисциплинами, которые проходятся на старших курсах авиационных вузов и предшествуют дипломному проекту. Поэтому большинство формул из этих дисциплин приводятся без выводов и подробных разъяснений, и лишь в крайних случаях, когда необходимо вспомнить происхождение той или иной формулы, даются указания на те источники, по которым можно подробно ознакомиться с сущностью затронутого вопроса.

Предлагаемый курс является энциклопедическим и, охватывая большое количество различных дисциплин, рассматривает их, главным образом, в их практическом приложении. Поэтому не нужно усложнять и загромождать материал всеми подробностями и разъяснениями, изложенными в основных источниках, непосредственно разбирающих эти дисциплины.

Во-вторых, гидросамолет конструкцией таких агрегатов и их деталей, как крыло (или коробка крыльев), оперение, управление, нормальное оборудование и т. п., ничем не отличается от сухопутных самолетов. Этим агрегатам в мировой авиационной литературе отведено достаточное место. Поэтому они не нашли отображения в предлагаемом труде. Специфические же гидросамолетные детали (лодка, поплавки и т. п.), а также детали и агрегаты, которые в применении к гидросамолету несколько меняют свои обычные конструктивные формы (шасси амфибий, винтомоторные установки) по сравнению с принятыми в сухопутной авиации, рассмотрены по возможности с исчерпывающей полнотой.

И, наконец, в-третьих, в отношении последовательности изложения автор везде придерживался одного твердого принципа: подать материал в той последовательности, в какой она необходима проектирующему гидросамолет. Поэтому сначала рассмотрены специфические условия работы самолета в море и примерные разработки гидросамолетов по весам и типам, затем дано морское оборудование.

Дальше идет глава, знакомящая проектанта с техническими условиями, и лишь после этого автор переходит к рассмотрению способов

и приемов определения рациональных размеров гидросамолета и полной компоновке эскизного проекта. Затем следует рассмотрение конструкций лодок и поплавков, амфибийных шасси и винтомоторной группы, и только в самом конце сравниваются нормы прочности для лодок и поплавков в различных странах, а также дается схема расчета лодки гидросамолета на прочность.

Что же касается методов определения рациональных размеров гидросамолета, то в этих вопросах автор придерживается тех практических способов, которые обычно применяются в заводской практике при проектировании опытных самолетов.

Вопросам строгого определения рациональных размеров крыла, оперения, выбора профиля крыла и т. п. отводится обширное место в авиационной литературе. Но обычно эти исследования не являются исходными, а требуют для своей полноты наличия достаточно большого числа более или менее определенных данных. В большинстве случаев они лишь корректируют и уточняют те величины и те данные, которые были приняты как исходные. Конструктору для определения самых общих первоначальных исходных данных вовсе не нужны та точность и сложность, которые сопровождают эти исследования, тем более, что необходимость варьирования настоятельно требует элементарно простых, но зато гибких методов.

Поэтому конструкторы при черновых начальных набросках общих видов машины пользуются обыкновенно эмпирическими формулами, выработанными на основании большого числа летных испытаний самолетов, формулами, которые зачастую не могут быть оправданы никакими строгими выводами, но тем не менее дают правильные и оправдываемые в теории результаты. Таким образом те теоретические исследования, о которых упоминалось выше, являются вторым этапом определения (вернее, уточнения) рациональных размеров самолета.

В главе „Определение рациональных размеров гидросамолета“ приведен целый ряд таких эмпирических формул для определения размеров лодок, поплавков и т. п., заимствованный из практики работ французских, английских, американских и наших отечественных конструкторов, а также ряд графиков и номограмм для быстрого подсчета аэродинамических характеристик. Кроме того, дается ряд практических указаний по приемам проектирования, принятым на авиационных заводах.

Целый ряд таблиц и графиков дадут проектианту достаточно быстро и достаточно точно определить нужные величины. Для этой же цели в конце книги приведена статистика современных гидросамолетов и даны их схемы.

ОБЩАЯ ЧАСТЬ

1. ТИПЫ МОРСКИХ САМОЛЕТОВ

Несмотря на кажущееся обилие типов гидросамолетов, между ними можно различить лишь несколько основных групп.

Группы эти характеризуются местом применения и условиями эксплуатации.

По месту применения гидросамолеты делятся на речные (или для закрытых водных бассейнов), береговые и самолеты открытого моря.

Очень строгой границы между двумя первыми группами провести невозможно. Первая группа характеризуется небольшим полетным весом, колеблющимся от ~ 700 до 1500 кг и сравнительно малой мощностью $100—250$ л. с. с экипажем $1—2$ чел. Сюда относятся авиетки, учебные и спортивные машины и т. п. В качестве примеров можно привести самолеты: „Savoia-80“, Lioré et Olivier-180, „Ш-2“, „Dornier Libelle“, 1931 г. и т. п. В этой группе наблюдается наибольшая пестрота схем. Здесь можно встретить монопланы, бипланы, полуторопланы, лодочные и поплавковые самолеты чаще, чем в любой из остальных групп. Объясняется это большим многообразием назначений этих самолетов.

Следующая группа характеризуется тоннажем $3,5—5,0$ т и мощностью $600—1200$ л. с. К этой группе относятся, главным образом, военные самолеты (береговые или базовые разведчики), почтовые и, реже, пассажирские. Последние в подавляющем большинстве являются приспособлением военных образцов для гражданских целей.

К этой группе можно отнести целый ряд самолетов фирм Savoia („S-16“, „S-62“, „S-78“), CAMS, CANT, Lioré et Olivier, Fokker (B-IV „Antares“), Supermarine („Seagull Mark-V“), Saunders („Flying Cloud“) и т. д.

Между первой и второй группами в весовом отношении имеется интервал ($1500—3500$ кг), в котором очень мало морских самолетов, среди которых встречаются чаще всего сухопутные самолеты, поставленные на поплавки. Это явление не случайно: в этом интервале гидросамолету очень трудно найти применение, так как для целей спорта и туризма он не подходит вследствие значительной мощности, а следовательно, и дороговизны эксплуатации. Для военного же применения этот тип самолета недостаточно выгоден. За группой в $3,5—5,0$ т

идет следующий „пустой“ промежуток 5,0—8,0 т, где точно так же гидросамолеты встречаются единицами, которые при дальнейшем развитии имеют тенденцию к увеличению тоннажа.

Так, например, всемирно известные гидросамолеты Dornier „Wal“ и Savoia „S-55“, имевшие в прототипах полетный вес до 6,0 т, в образцах 1933—1934 гг. подняли свой вес до 8—10 т. Это объясняется тем, что для одномоторной машины вес, лежащий в этом промежутке, велик, а для многомоторных машин требования дальности значительно повышают тоннаж.

Поэтому следующей крупной группой является группа с общим тоннажем в 8,0—15,0 т. Это — разведчики открытого моря с большим радиусом разведки (Blackburn „Sydney“, „Iris“ и т. д.), пассажирские и транспортные машины для дальних и трансокеанских перелетов („Latécoère-500“) и т. д.

В большинстве случаев — это многомоторные самолеты с общей мощностью 2000—3000 л. с.

Дальше идут самолеты очень большого тоннажа, которые трудно отнести к какой-либо группе, так как они насчитываются единицами. Веса здесь доходят до 52 т (Dornier „Do-X“), а мощности до 5000—8000 л. с.. Несколько обособленно стоит группа гидросамолетов специальных назначений.

Сюда нужно отнести гоночные самолеты, у которых вопросы скорости сводят на-нет все требования мореходности и удобства эксплуатации. Они отличаются необычайно высокой мощностью при очень малом весе (гоночный гидросамолет Supermarine S6B имеет мощность 2400 л. с. при весе 2800 кг, самолет „Macchi-Castoldi“). К этой же группе следует причислить и гидросамолеты-истребители („Macchi“, CANT и др.), не нашедшие применения вследствие того, что маленькая и легкая машина становится трудно применимой даже при небольшой волне, а потому для военных целей может быть использована только при благоприятных обстоятельствах, что совершенно обесценивает этот тип гидросамолетов. Кроме того, в случае применения лодочной схемы большой разнос масс делает машину маломаневренной. С появлением авиаматов гидросамолеты-истребители постепенно вытесняются корабельными самолетами сухопутного типа.

Таким образом все гидросамолеты можно разделить на четыре основные группы:

1. 700—1500 кг — одномоторные, мощностью ~ 100—250 л. с. (учебные, спортивные, тренировочные, авиетки и т. п.).
2. 3500—5000 кг — преимущественно одномоторные, мощностью 600—1200 л. с. (базовые разведчики, почтовые, пассажирские и отчасти спортивные).
3. 8000—15 000 кг — преимущественно многомоторные, мощностью 2000—3000 л. с. (разведчики, открытого моря, крупные пассажирские и почтовые гидросамолеты дальних рейдов).

4. От 15 000 кг и выше — редкие машины-уликумы.

2. МОРЕ, ЕГО СОСТОЯНИЕ И УСЛОВИЯ РАБОТЫ МОРСКИХ САМОЛЕТОВ

Существенная разница между морскими и сухопутными самолетами заключается в том, что сухопутный самолет проектируется, исходя только из условий достижения наилучших летных характеристик. Условия работы сухопутного самолета на земле почти не оказывают влияния на конструктивную схему. Все внимание конструктора сосредоточено на создании наиболее обтекаемых внешних форм и на возможности уменьшения габаритов всех выступающих частей. При проектировании же гидросамолета значительная доля внимания уходит на обеспечение требований мореходности самолета, так как, помимо хороших аэродинамических форм, гидросамолет должен обладать и хорошими гидродинамическими свойствами.

Мореходностью гидросамолета называется способность его взлетать и совершать посадку, идти на буксире, производить рулежку, дрейфовать на взволнованной поверхности моря, переносить качку, даже плавать под парусами, подобно гидросамолетам Рорбаха.

Поэтому качества мореходности гидросамолета должны отвечать заданным условиям погоды и состоянию поверхности моря.

Не останавливаясь на исследовании причин волнообразования (см. специального труда по этому вопросу, например „Океанография“ Шокальского), необходимо указать лишь на те данные, которые нужны конструктору. Волнами называются колебательные движения частиц воды в вертикальной плоскости. Очертание волн принимается по трохоеде. Так как появление волн обычно связано с наличием ветра, то общее состояние моря характеризуется определенной скоростью и связанной с ней высотой волны. Эта связь определяется шкалой Бофорта (табл. 1).

Длина волны, т. е. расстояние между двумя вершинами или впадинами, меняется в пределах:

$$L = 10 - 20 h,$$

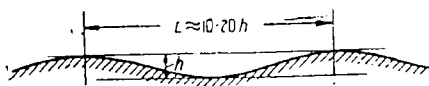
где h — высота волны (фиг. 1).

Так как величина самого водного пространства оказывает влияние на величину волны, то наибольшее значение этой формулы соответствует океанским волнам, а меньшее — волнам закрытых морей.

Небольшие водные пространства имеют короткие и крутые волны, а большие — наоборот, принимая среднее значение $L = 16$,¹ что будет довольно близко для волн наших морей; получим, что угол волнового склона

$$\theta \approx 10 - 11^\circ.$$

К сожалению, точных приборов для измерения волн нет, и оценка высоты волны производится „на-глаз“, потому что буйки с отметками помещаются обыкновенно в закрытых бухтах и не дают никакого критерия для оценки высоты волны в открытом море.



Фиг. 1. Схема морской волны.

¹ См. статью Косоурова, Влияние волны и ветра на кренящий момент гидросамолета, „ТВФ“, № 3, 1932.

Обычно направление волн перпендикулярно направлению ветра. Тогда посадка производится против ветра и перпендикулярно волнам. Но часто ветер меняет свое направление, а направление движения волн по инерции сохраняется. Посадка в таком случае затрудняется, потому что приходится садиться, выбирая наиболее удачные положения по отношению к воде и ветру.

Таблица 1

Сила ветра и волны (1913 г.)

Баллы по Бо- форту	Название ветра	Скорость			Состояние моря (по Циммерману)	Баллы	Высота волны, м
		м/сек	Узлы	Давление кг/м ²			
0	Штиль	0—1	0—2	0—0,2	Мертвый штиль	0	0
1	Весьма слабый	1,2	2,3	0,4	Очень гладкое	1	ниже 1
2	Слабый	2,5	4,9	1	Гладкое или спо- койное	2	1
3	Тихий	5,0	9,8	2	Легкое волнение	3	2,2
4	Умеренный	7,2	14,0	4	Умеренное вол- нение	4	3,2
5	Свежий	9,5	18,5	7	Довольно неспо- койное море	5	4,2
6	Весьма свежий	12,0	23,4	11	Волнение или не- спокойное море	6	5,3
7	Сильный	14,8	29,8	16	} Большое волне- ние	7	6,5—7,7
8	Весьма сильный	17,5	34,0	24			
9	Крепкий	21,2	41,3	34	} Очень большое волнение	8	9,3—10,8
10	Буря	24,8	48,3	46			
11	Шторм	29,0	56,5	65	} Чрезвычайно си- льное волнение	9	13 и выше
12	Ураган	33,0	64 и выше	90 и выше			

Не всякое состояние моря пригодно для производства полетов. Кроме того, для каждой группы гидросамолетов определенного тоннажа существует свое предельное состояние морской поверхности.

Самолеты первой группы неспособны выносить более или менее сильное волнение и прекращают свою деятельность уже при волне $h \approx 0,5$ м.

Предельной высотой волны для крупных гидросамолетов нужно считать $h \approx 1,8—2,0$ м.

Такой предел принимают англичане для своих самолетов открытого моря.

Таким образом предельные состояния моря для различных групп будут следующие:

I. $G = 700 - 1500 \text{ кг}$	$h = 0,3 - 0,15 \text{ м}$	$V \approx 5 \text{ м/сек}$
II. $G = 3500 - 5000$	$h = 0,8 - 1,0$	$V = 6 - 8$
III. $G = 8000 - 15000$	$h = 1,5 - 1,8$	$V = 10 - 12$
IV. $G = 20000 \text{ кг и выше}$	$h = 2,0 \text{ м}$	$V = 12 - 14$

Это, конечно, ориентировочные данные, принятые на практике, как средние значения. Задаваясь целью повышения мореходности, выбирая соответственно форму и схему самолета, можно несколько повысить эти значения.

Состояние моря, которому должен удовлетворять данный гидросамолет, обыкновенно указывается в технических условиях на проектирование и постройку (см. главу „Технические условия“). При этом состоянии моря и ветра самолет должен производить взлет, посадку и выдерживать длительную буксировку. Для возможности взлета и посадки на взволнованную поверхность моря гидросамолету придется соответствующая форма.

Для того чтобы хорошо буксировать за кораблем или катером, гидросамолет должен обладать достаточно большим запасом поперечной остойчивости, потому что шквальные порывы ветра, вообще несогласующиеся с движением волн, могут вызвать раскачивание гидросамолета и рыскание его, что в свою очередь может привести к аварии.

Такие же явления происходят и при дрейфе самолета. Дрейф — это свободное плавание гидросамолета по воле волн и ветра при неработающем (остановленном или остановившемся) моторе. В этом случае гидросамолет выбрасывает пловучий якорь, становится носом против ветра и свободно плывет, увлекаемый ветром. При буксировке или дрейфе в случае обрыва буксирующего конца самолет может быть легко перевернут порывами ветра, если у него недостаточная поперечная остойчивость.

По третьему закону Ранкина (теория корабля) судно (или гидросамолет), обладающее большой начальной остойчивостью, будет плавать на волне, как доска, положенная плашмя, т. е. будет в точности следовать всем изменениям волны. Таким образом поплавковые и двухлодочные гидросамолеты, обладающие очень большим запасом начальной остойчивости, очень неприятны при качке для экипажа. Кроме того, Rohrbach считает, что качка может оказаться расчетным случаем для многих элементов гидросамолета, главным образом для крыла, особенно, если на нем расположены моторные установки.

Вообще говоря, следовало бы создать такой гидросамолет, который мог бы менять свою начальную остойчивость в соответствии с законами Ранкина в зависимости от того, плавает ли он на спокойной или взволнованной воде (путем втягивания или убирания жабер или создания возможности перемещать боковые поплавки вдоль по размаху крыла). Но это является сложной проблемой, за которую еще никто серьезно не брался. Кроме мореходности, влияющей на конструкцию, очень важным является вопрос хранения гидросамолета и условия эксплуатации его до и после полета.

Морской самолет в отличие от сухопутного в силу своей специфичности требует специальных условий и приспособлений для работы с ним как на воде, так и на суше.

Самолеты малого и среднего тоннажа допускают возможность спуска на воду и подъема их из воды с помощью тележек, подводимых под лодку или поплавки.

Эти же тележки или специальные полуоси с колесами, временно прикрепляемые к лодке, служат для перемещения самолета по суше и хранения его в ангаре. Если прибрежная база достаточно хорошо оборудована, имеет ремонтные мастерские, ангары, бетонированные спуски, снабжена лебедками или шпильями, — то спуск на воду, подъем из воды и перемещение на суше гидросамолета среднего веса не представляет больших затруднений.

Иначе дело обстоит с машинами веса 6—8—10 т. Указанные операции с ними чрезвычайно затруднены и требуют не только очень большого количества людей, но и довольно сложного и громоздкого оборудования. Поэтому к гидросамолету большого тоннажа предъявляются требования возможности длительного хранения на воде без ввода в ангар. Это вызывает необходимость снабжения самолета прочными и удобными приспособлениями для причала и постановки на якорь (рымы, утки, кнехты).

Хранение гидросамолета на воде подвергает его открытому действию атмосферных условий, особенно вредно сказывающихся на незащищенных моторах, закрываемых (для хорошей обтекаемости) лишь легкими канотами. Благодаря этим отрицательным сторонам возникает вопрос либо о создании ангаров с бассейнами, соединенными с морем и закрываемыми специальными воротами или шлюзами, либо о создании пловучих доков, которые поднимают самолеты и хранят их в закрытом помещении.

Так как указанные сооружения требуют значительных денежных затрат, то предпочитают большие гидросамолеты хранить „на плаву“ и при необходимости вытаскивать их на берег (Rohrbach, Dornier и т. д.).

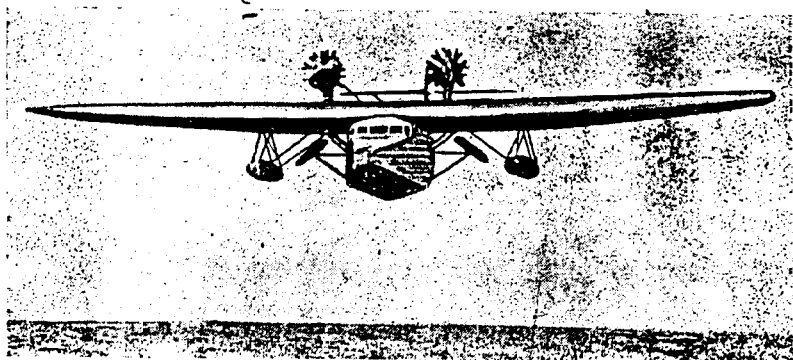
Рассмотрев в общих чертах обстановку и условия, в которых приходится работать гидросамолету, необходимо указать, как эти условия влияют на схему самолета и на общую компоновку его. Небольшие самолеты малого тоннажа, как говорилось выше, не приспособлены к работе в открытом море и на взволнованной поверхности. Поэтому их используют либо в тихую погоду, либо в закрытых водных бассейнах (реки, озера). Работа в этих условиях позволяет применять полавки, дающие возможность легко использовать однотипную сухопутную машину путем устройства специальных узлов для крепления поплавкового шасси. Так, например, часто поступает английская фирма Havilland („Gipsy Moth“ и т. д.), Blackburn, „Avro“ и т. д.

Вследствие невысоких требований мореходности получается универсальная машина, могущая путем небольших переделок работать как сухопутная и морская. Такой способ создания гидросамолета наблюдается и во второй группе самолетов, но только в пределах весов 3000—3500 кг. Поплавокные самолеты более тяжелого веса встречаются редко, потому что требования мореходности к ним повышаются. И, наконец, поплавокные самолеты весом 5000—6000 кг встречаются лишь как

отдельные решения специальных заданий. Опыт работы с самолетом Junkers „G-31“ на поплавах показал, что аналогичные самолеты могут быть использованы только в условиях более или менее спокойного моря, так как сравнительно серьезная волна заставит их отставаться на берегу, в то время как лодочные гидросамолеты того же тоннажа прекрасно смогут в тех же условиях работать.

Построенный фирмой Short поплавковый пассажирский самолет Short „Valella“ весом в 13 000 кг следует считать экспериментом, тем более, что самолет распространения не получил.

Лодочный самолет в противовес поплавковому может быть гораздо шире использован во всех группах и при всех условиях; для этого необходимо только подобрать соответственные обводы лодок. Наличие



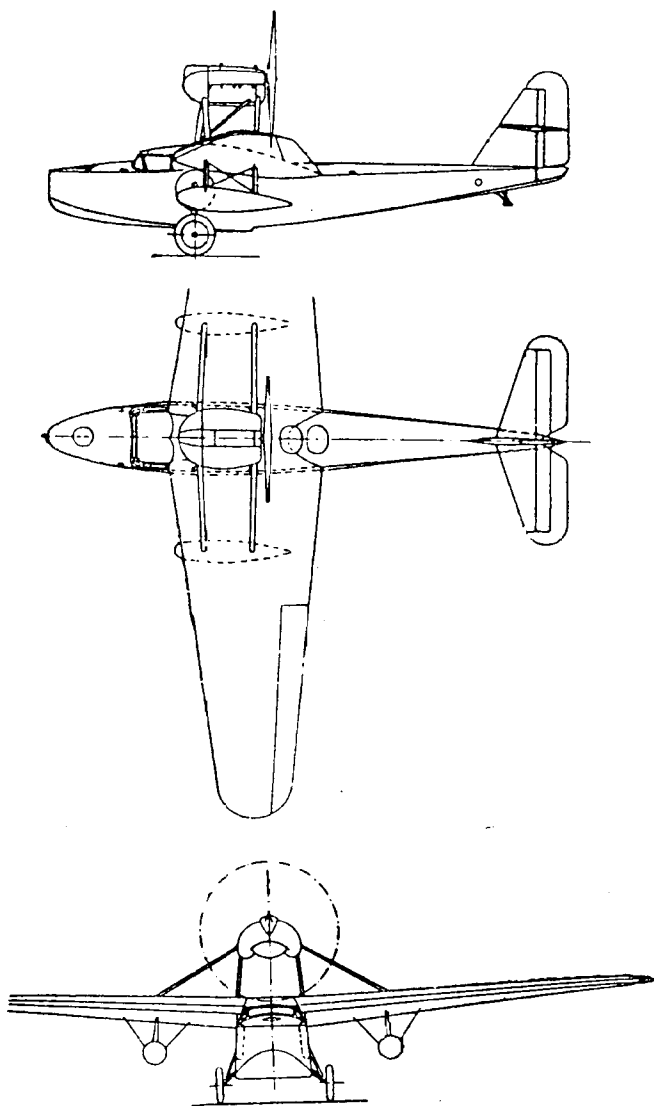
Фиг. 2. Амфибия с плоским расположением сложенного шасси.

морского оборудования, удобство обращения с ним, удачная работа с якорем, трудно осуществимая на поплавковом самолете, — легко выполняется в лодочном типе. Таким образом только путем применения лодочной схемы решаются все вопросы мореходности и удобства эксплуатации.

Наконец, если гидросамолет используется в местности, богатой водными бассейнами (т. е. реками, озерами и т. п.), то вопрос универсального использования самолета может быть решен путем создания амфибии, т. е. гидросамолета, снабженного складными и убирающимися шасси. Такое решение позволяет использовать гидросамолет и на воде и на суше.

Первые попытки создания амфибии преследовали только одну цель — решить проблему земноводности, оставляя в стороне вопрос аэродинамики. Поэтому гидросамолет со сложенным шасси давал часто больший лоб, чем с опущенным, что послужило причиной торможения в распространении амфибий. В настоящее время вопрос аэродинамики ставится на первом месте, вследствие чего колеса и все стержни стараются убрать так, чтобы они совершенно были скрыты от воздушного потока (фиг. 2, 3, 4).

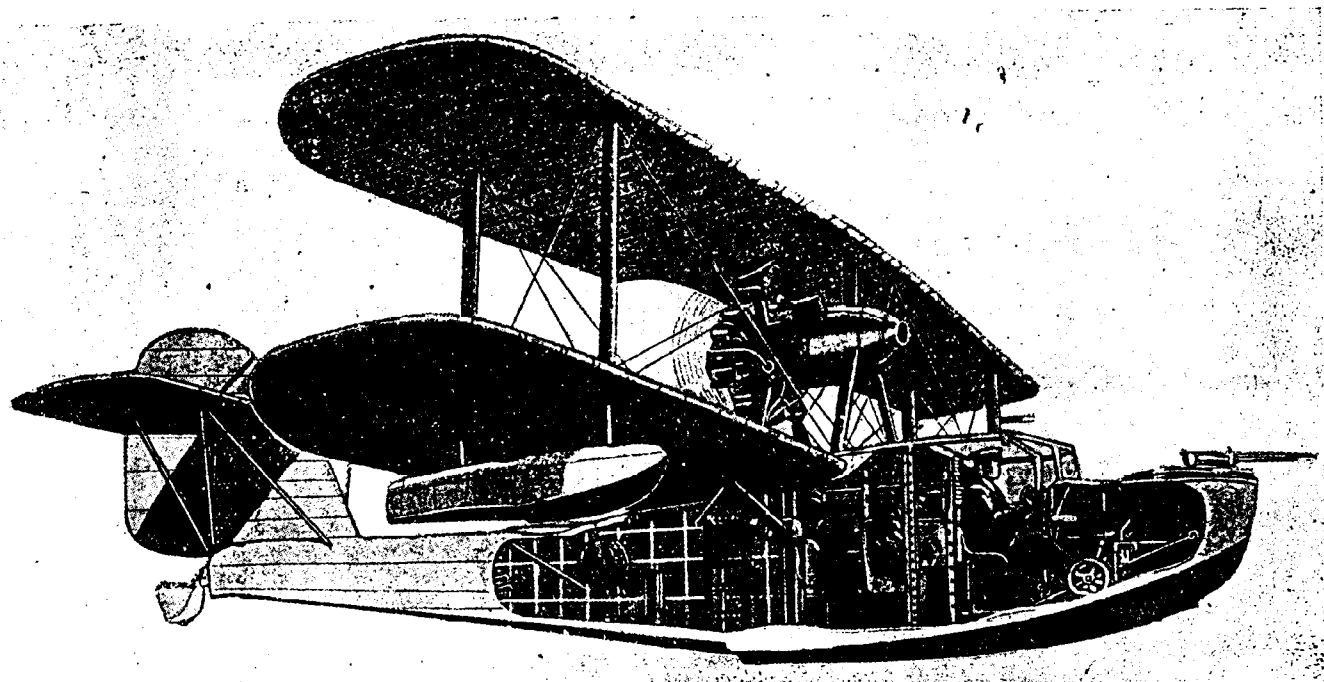
Примерно до 1932 г. считалось, что верхним пределом возможности постройки амфибий нужно считать полетный вес 4500—5000 кг. Для



Фиг. 3. Dornier „Libelle“.

более тяжелых самолетов необходимо было применять колеса такого большого диаметра, что для амфибий это становилось невыполнимым.

Сикорский в поисках выхода из этого трудного положения, применив полубаллонные колеса, построил амфибию „S-40“ весом 15 000 кг.

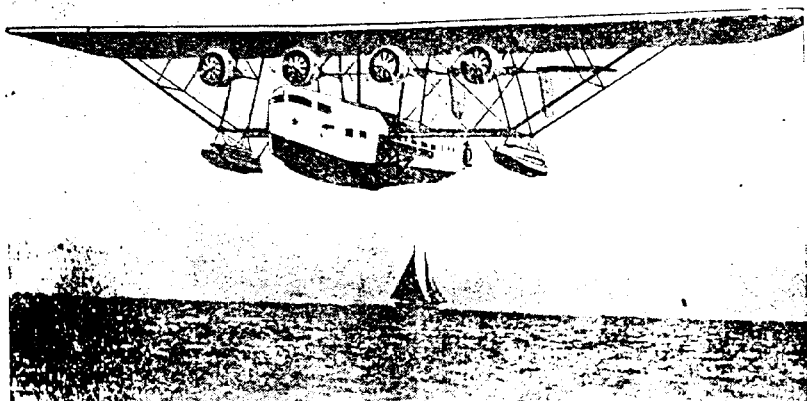


Фиг. 4. Seagull Mark-V.

В наши дни она является самой тяжелой амфибией в мире (фиг. 5). Вопрос удачного решения вопроса конструкции амфибий имеет существенное значение для нашего Союза, потому что вряд ли в другой стране найдется такой пестрый рельеф и такая богатая насыщенность водными пространствами. В любом месте Союза амфибия найдет себе широкое применение.

Выше говорилось, что лодочная схема является универсальной для любого типа гидросамолета, — нужно только соответственно выбрать обводы лодки.

Для гидросамолетов, предназначенных для работ в тихих водных бассейнах, на спокойной поверхности применяются лодки простых сечений — с плоским дном, слабо килеватым или даже вогнутым (фиг. 6).



Фиг. 5. Sikorsky. Амфибия „S-40“ в полете.

Первый тип можно встретить в гидросамолете „Lioré et Olivier-180“ второй — в гидросамолете CAMS, третий — Savoia („S-62 bis“).

Такие простые формы поперечного сечения лодок имеют несколько преимуществ:

Во-первых, простые формы приводят к несложной конструкции, потому что мы имеем дело с прямыми или слабо погнутыми элементами.

Во-вторых, такие простые формы днища лодки дают очень небольшую осадку, что весьма существенно, если самолет эксплуатируется на мелководных реках или озерах. Это, помимо того, дает гарантию повсеместности его применения, а следовательно, и большую универсальность самолета.

В-третьих, применение плоского, или близкого по форме к плоскому, днища значительно упрощает постановку самолета на амфибийное или лыжное шасси.

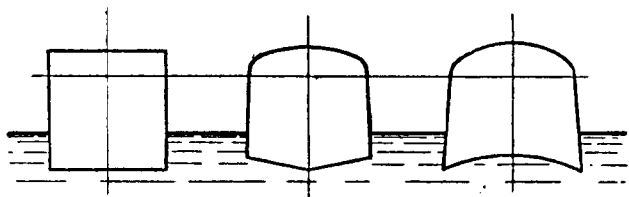
В-четвертых, лодка с плоским дном обладает высшим гидродинамическим качеством, лучше глиссирует, скорее выходит на реванш и т. п.

Но при такой форме весьма неприятна посадка на воду. Посадочный удар воспринимается плоским днищем весьма тяжело, так как, не обеспечивая никакой амортизации, вызывает большие перегрузки во всех частях самолета, особенно если поверхность воды взволнована. Очень нередки случаи, когда при посадке на волны днище не выдерживает и ломается, например самолеты фирмы Savoia, имеющие вогнутое днище, при посадке на волну высотой 0,5 м часто пробивают дно.

Кроме того, лодки с плоским или вогнутым дном при рулежке, буксировке и вообще при плавании на воде обыкновенно неустойчивы.

Поэтому при укрупнении размеров гидросамолета и при эксплуатации его в морских условиях, особенно в открытом море, такие сечения и обводы лодок непригодны.

Морские лодки по сравнению с речными делаются более длинными и резко килеватыми. Длинная килеватая лодка обладает прекрасной устойчивостью на воде и значительно улучшенными посадочными свойствами.



Фиг. 6. Простые сечения лодок.

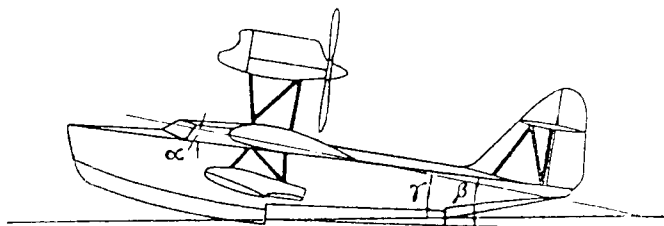
Обыкновенно посадочная скорость гидросамолетов значительно выше, чем у сухопутных. Сухопутные машины имеют посадочный (на три точки) или стояночный угол около $15-16^\circ$, т. е. близкий к углу $C_{y\max}$ почти для всех профилей. На гидросамолете никогда не удастся получить такие большие углы. Это объясняется следующим. Морские лодки чаще всего снабжаются двумя реданами. Редан — это уступ на днище лодки, расположенный поперек днища. Реданы обычно располагаются так: первый примерно на 40% длины лодки, а второй (может отсутствовать) — на 70% длины.

Назначение редана — помогать отрыву лодки от воды при взлете. Оторвать лодку от воды очень трудно, ибо помимо общего сопротивления воды движению лодки, между днищем лодки и водой действуют еще силы сцепления, очень трудно преодолимые (попробуйте вертикально поднять с воды плавающую на ней плащину доску, — при достаточно больших размерах доски это потребует значительных усилий). Если же между днищем лодки и поверхностью воды образовать воздушную прослойку, лодка легко оторвется. Назначение редана и заключается в том, чтобы при движении создать завихрения поверхности воды у днища, образовав своего рода эмульсию из мелких пузырьков. Благодаря последним образуется воздушная прослойка, облегчающая отрыв.

Большие гидросамолеты обыкновенно делают двухреданными, потому что такая форма более совершенна, чем однoredанная. Поэтому самолеты даже небольшого тоннажа теперь делают двухреданными.

Посадка лодки после полета происходит так же, как и посадка сухопутного самолета, на три точки, т. е. летчик стремится к тому, чтобы лодка коснулась воды одновременно двумя реданами (посадка на два редана) (фиг. 7).

Если соединить (по килю лодки) выступающие точки редана прямой, то эта прямая образует со строительной горизонталью лодки (С. Г. — базовая линия, от которой производятся все отсчеты) угол β , измеряющийся от $5,5$ до 9° для двухреданных лодок. Угол же установки крыла $\alpha \approx 2-5^\circ$. Рекомендуется брать угол α близким к нижнему пределу, потому что в противном случае на больших скоростях (при минимальном угле атаки) лодка будет лететь с сильно поднятым хвостом, что, конечно, не способствует увеличению скорости. Таким образом посадочный угол $\gamma = \alpha + \beta$ имеет пределы от $7,5$ до 14° , никогда не превосходя последнего значения. Обычно угол $\gamma = 10-11^\circ$. Следовательно, посадка происходит не на $C_{y \max}$, а на значительно меньших значениях C_y .



Фиг. 7. Посадка на два редана.

Отсюда, естественно, посадочная скорость гидросамолета значительно выше, чем у сухопутного самолета, и достигает значений $100-110-120$ км/час.

Не нужно забывать, что гидросамолеты, как правило, не имеют никаких амортизирующих устройств. Исключение составляет один из опытных гидросамолетов Farman, который в поплавковое шасси внес амортизацию, но это — единичный случай, не выходящий за рамки эксперимента.

Таким образом в гидросамолете имеет место самая невыгодная комбинация: большая посадочная скорость и полное отсутствие амортизации. Невыгодность эта усугубляется еще и тем, что посадка производится почти всегда на волну.

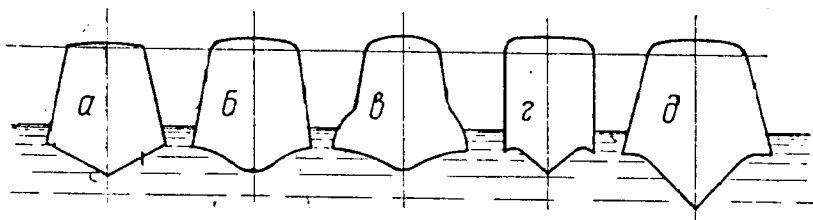
Поэтому формы поперечных сечений лодки с плоским дном не годятся для посадки на волну, так как лодка будет немедленно разбита волной. На основании этого формы сечений лодок открытого моря (фиг. 8) несколько отличаются от форм лодок закрытых бассейнов.

Донное образование делается в виде более или менее острого клина, составленного поверхностями, имеющими прямолинейные или криволинейные образующие.

На фиг. 8 приведены характерные сечения корпусов лодок гидросамолетов открытого моря.

Тип *a* — форма, применяемая американцами (Fokker „B-IV“) причем иногда на бортах делаются накладные уширения, (лодки Hall „PN-10“, „PN-12“ и т. д.). Дно образовано прямыми линиями.

Тип б — форма, излюбленная франгузами и отчасти англичанами (CAMS, Supermarine и т. п.). Днище образовано движением кривых.



Фиг. 8. Характерные формы сечений лодок открытого моря.

ОПЕЧАТКА

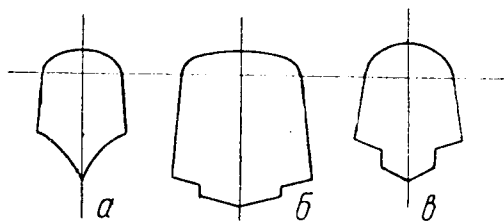
Стр.	Строка	Напечатано	Должно быть	По чьей вине
17	14 сверху	сбшиваются	обрисовываются	анг.

Зак. 3684

Средством, с помощью которого, ...

Тип *д* — форма сечения, применяемая фирмой Blackburn в известных самолетах „Nile“, „Sydney“, „Iris“ и др. Она отличается исключительной килеватостью.

Назначение килеватости, присущей всем вышеописанным формам, — заменить собою амортизацию и смягчить посадочный удар, что в значительной мере и достигается. Форма сечения днища, типа Rohrbach, даже при посадке на большую волну не дает резких ударов и делает посадку очень мягкой, так как посадочный удар не воспринимается всем днищем сразу, как в плоскодонных лодках, а распределяется постепенно и плавно. Но большая килеватость значительно снижает гидродинамическое качество лодок по сравнению с плоскодонными лодками.

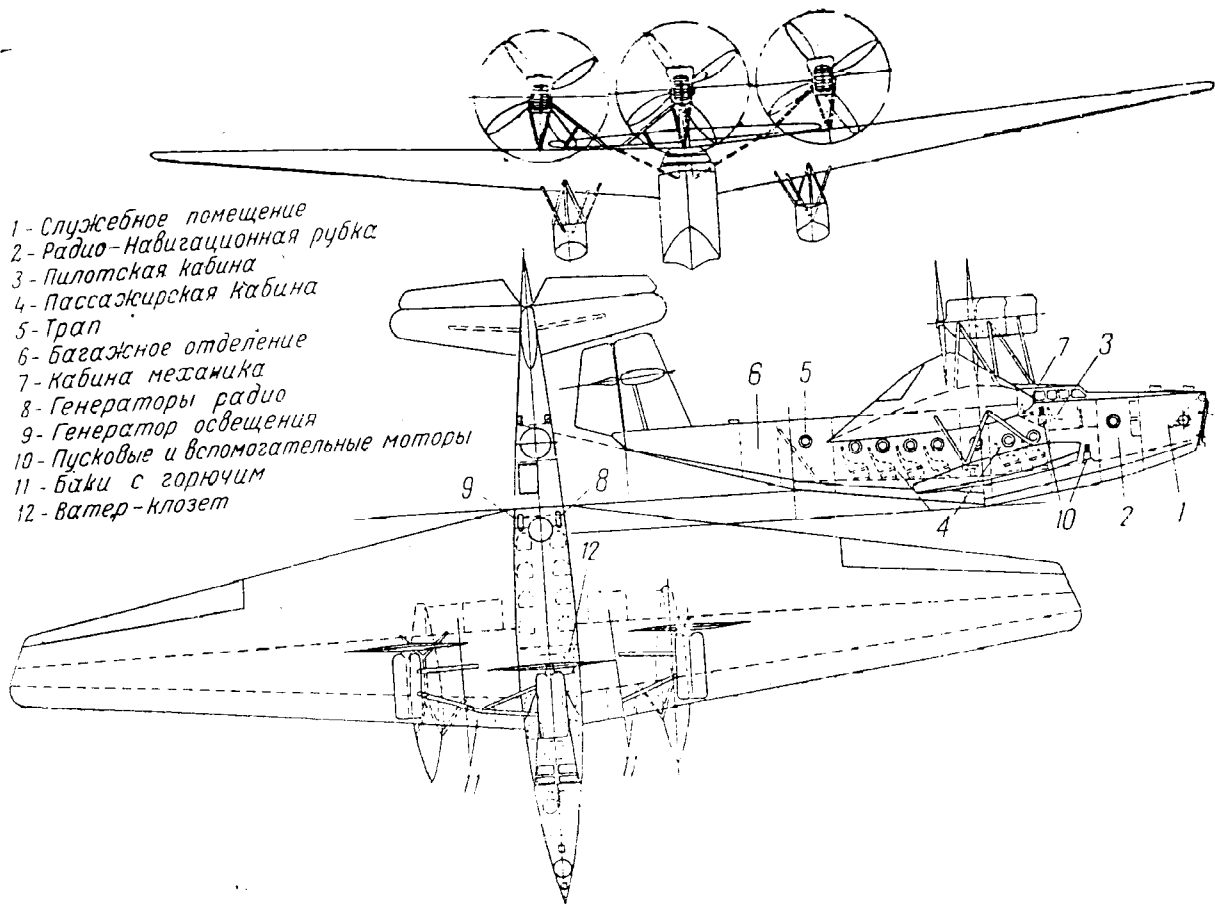


Фиг. 9. Формы сечений лодок Dornier.

Поэтому многие конструкторы пытаются создать такие формы, которые совмещали бы достоинства обоих типов. К таким попыткам надо отнести формы сечений, применяемых фирмой Dornier (фиг. 9).

а — сечение в носовой части лодки, сильная килеватость;

- 1 - Служебное помещение
 2 - Радио-Навигационная рубка
 3 - Пилотская Кабина
 4 - Пассажирская Кабина
 5 - Трап
 6 - Багажное отделение
 7 - Кабина механика
 8 - Генераторы радио
 9 - Генератор освещения
 10 - Пусковые и вспомогательные моторы
 11 - Баки с горючим
 12 - Ватер-клозет



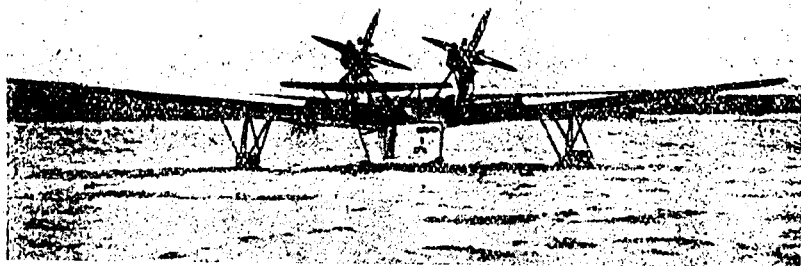
b — сечение в районе редана — почти плоское дно, но снабженное продольным выступом, так называемым продольным реданом;

c — сечение в задней части лодки, несколько бо́льшая килеватость.

Назначение продольного редана — улучшить устойчивость пути и смягчить посадочный удар тем, что он воспринимается постепенно, — сначала малой площадью — „продольного редана“, а затем всем днищем.

Примерно по такому же пути идет фирма Bleriot в самолетах „Bleriot-290“ и Bleriot „Zappata“. В обоих самолетах лодки в носу имеют сильную килеватость, а у редана почти плоскостопность.

Большие гидросамолеты открытого моря встречаются в двух вариантах: в виде бипланов (фирмы Supermarine, Blackburn, Short, CAMS и др.) и монопланов (Rohrbach, Short, Sikorsky, Consolidated, Glenn Martin и др.). За последнее время монопланная схема явно вытесняет би-



Фиг. 11. Rohrbach „Rostra“.

планную. На монопланную схему переходят даже такие приверженцы бипланов, как англичане. Последняя морская машина фирмы Short, весом около 20 т, по конструкции является не только монопланом, но имеет даже крыло, выполненное по схеме „чайки“. На моноплан перешел и Sikorsky.

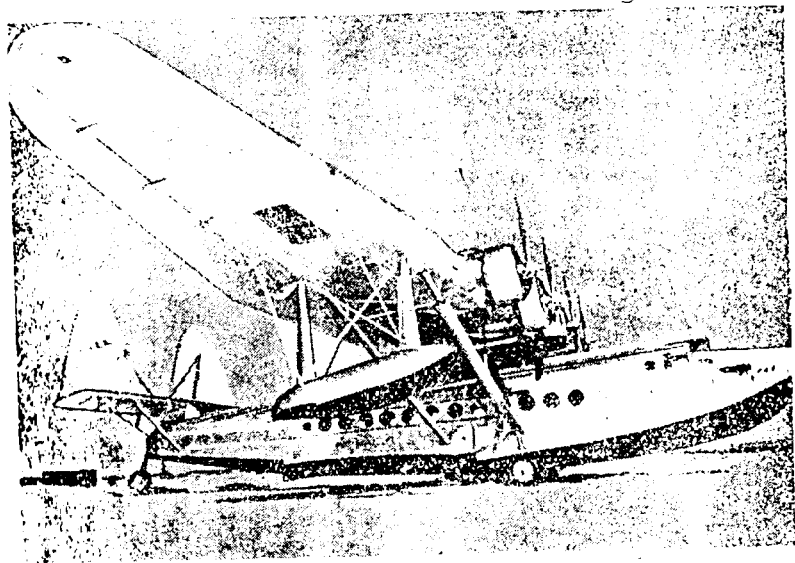
Бипланная схема ранее привлекала к себе, главным образом, своей компактностью и по сравнению с монопланами меньшими размерами. Но с точки зрения военной она оказывается очень неудобной, потому что бипланные коробки с массой расчалок значительно уменьшают сферу обстрела, в то время как монопланное крыло дает возможность производить обстрел и под и над ним.

Кроме того, монопланное крыло, особенно лежащее непосредственно на лодке, хорошо защищает моторы и винты от волн и брызг. Помимо этого, монопланная схема значительно аэродинамичнее бипланной. Классическое решение гидросамолета открытого моря лодочного типа монопланной схемы дал д-р Rohrbach в своих самолетах, „Robbe“, „Rocco“, „Romar“, „Rostra“ (фиг. 10 и 11).

Эта схема была взята за образец многими фирмами и в подражание ей были созданы гидросамолеты Lioré-Olivier 180, 240, 270, Saunders и др.

Американцы в своих лучших образцах взяли английскую схему высокоплана с подкосами, примененную фирмой Blackburn в самолетах „Nile“, „Sydney“ и т. д. Таковы самолеты Сикорского „S-42“, Consolidated и др. Схема Rohrbach имеет много достоинств. Монолит „крыло-лодка“ является основной базой, рамой для всей конструкции. К этой крестовине крыло-лодка крепятся мотоустановки и мощные поплавки.

Схема очень выгодна с точки зрения прочности. Моторы и винты прекрасно защищены от воды. Схема чрезвычайно ясна и удобна с военной точки зрения. Но расположение винтомоторных групп над



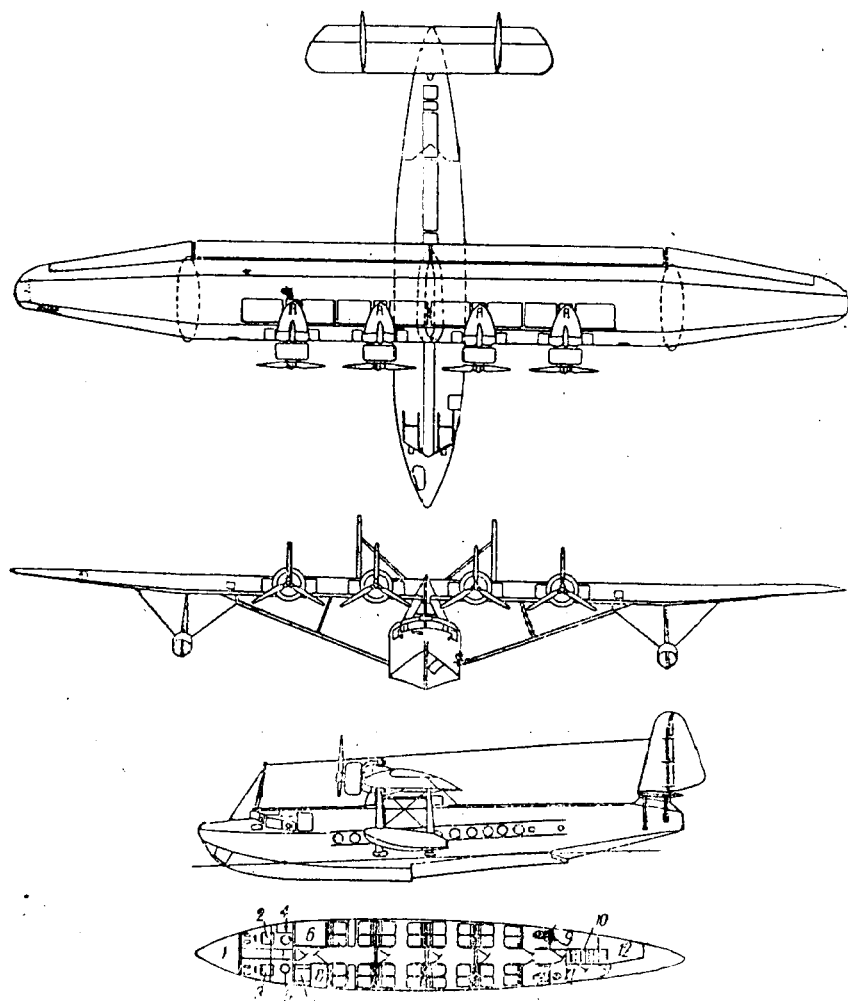
Фиг. 12. Sikorsky „S-42“.

крылом очень ухудшает аэродинамику крыла. Кроме того, в полете совершенно нет доступа к моторам и в случае остановки их нельзя осмотреть в воздухе.

В гидросамолете Sikorsky „S-42“ (фиг. 12) и Blackburn моторы располагаются в крыле, что значительно улучшает аэродинамику крыла; управление моторами и тщательной сетью значительно удобнее. В очень крупных самолетах (или, вернее, у самолетов с толстыми крыльями) в крыле можно сделать проходы для обслуживания моторов в полете. Каждая из схем имеет свои достоинства и недостатки, ни у одной из них нет явных преимуществ перед другой. Вот почему обе схемы распространены почти одинаково.

В отношении аэродинамики и эксплуатации существенным является расположение моторов: мотор и винт должны быть достаточно хорошо защищены от воды и должно быть обеспечено охлаждение во время длительной рулежки. Последнее обстоятельство особенно важно, потому

что на рулежке скорость движения совершенно недостаточна как для водяного, так и для воздушного охлаждения. Попытки ставить радиатор в струю винтов очень усложняют и утяжеляют все трубопроводы, да и не дают нужного эффекта. Rohrbach, производивший обстоятельные исследо-



Фиг. 13. Sikorsky „S-42“. Схема.

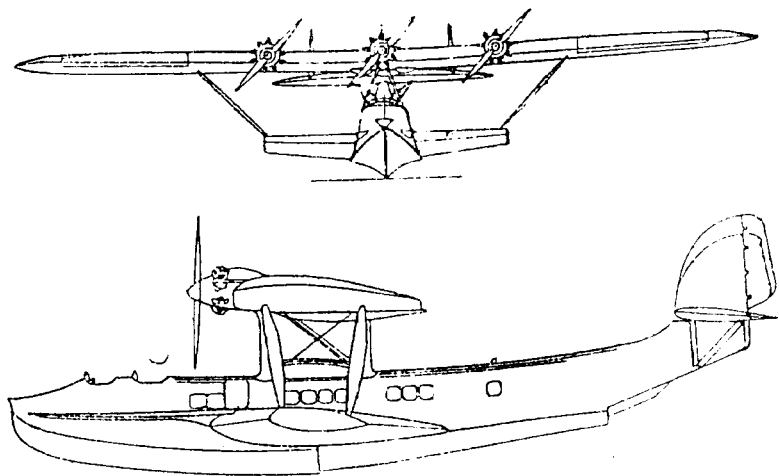
вания морских самолетов, пришел к мысли о необходимости дополнительного охлаждения моторов на рулежке, используя для этого забортную воду. Эта система охлаждения была им запатентована, выполнена, проверена на практике и дала положительные результаты.

При установке моторов воздушного охлаждения выгоднее ставить тянущий винт, так как, на рулежке и на подъеме мотор

получает за счет обдува лучшие условия для охлаждения; кроме того установка с тянущим винтом дает возможность применить капот НАСА, который способствует увеличению скорости. Поэтому за очень малыми исключениями все воздушные моторы применяются в тянущем варианте.

а. Однолодочный свободнесущий или подкосный моноплан с крылом, лежащим непосредственно на лодке

Это — та схема Rohrbach, о которой уже говорилось выше. Основа всей конструкции — система „лодка плюс крыло“, образующая мощную крестовину, на которой монтируются все остальные элементы конструкции.



Фиг. 14. Supermarine „Air Jacht“.

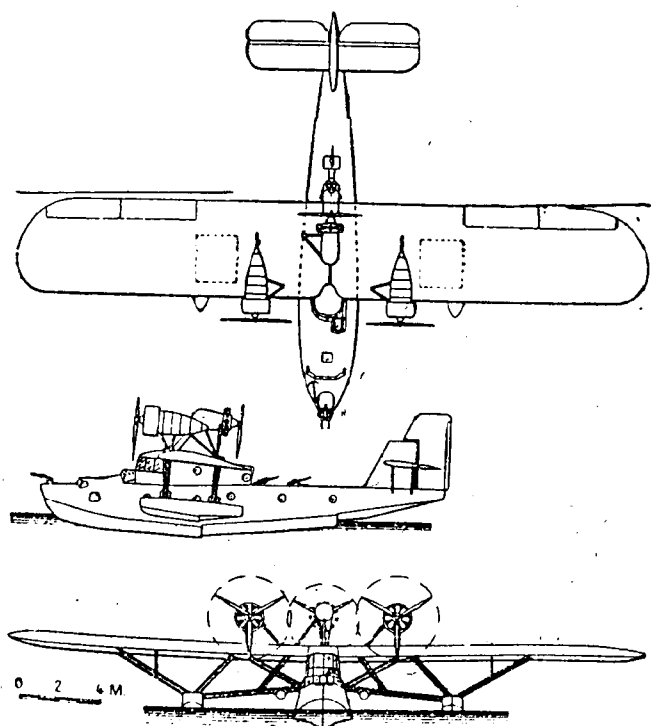
Моторы могут быть установлены тандемом над лодкой или разнесены по крыльям с применением тянущего или толкающего варианта; последний вариант при установке моторов на крыльях лучше и надежнее защищает винты от воды.

Эту схему нужно признать наиболее совершенной с точки зрения гидроавиации, так как она обеспечивает наибольшую прочность и жесткость конструкции. Крыльям обычно придают большое поперечное V, доходящее до $6-10^\circ$, с целью возможно дальше удалить от воды их концы. По этой схеме созданы все самолеты Rohrbach, Lioré et Olivier, SECM, Saunders, последний тип Dornier „Libelle“ и пр. Недостаток этого типа — трудность подступа к моторам из-за высокого их расположения.

б. Однолодочный подкосный высокоплан-моноплан

К этому типу принадлежит самолет Сикорского (фиг. 13). Крыло крепится к лодке либо на специальных стойках, либо на пирамидах

обтекаемой формы. Подкосная схема допускает применение относительно тонкого профиля крыла, моторы размещаются в носке крыла; при больших размерах машины может быть осуществлен доступ к моторам в полете. Несколько усложняется и утяжеляется крепление поплавков боковой остойчивости из-за высокого расположения крыла. Поэтому этот тип имеет еще одну комбинацию, а именно — такой же высокорасположенный моноплан вместо поплавков поперечной остой-



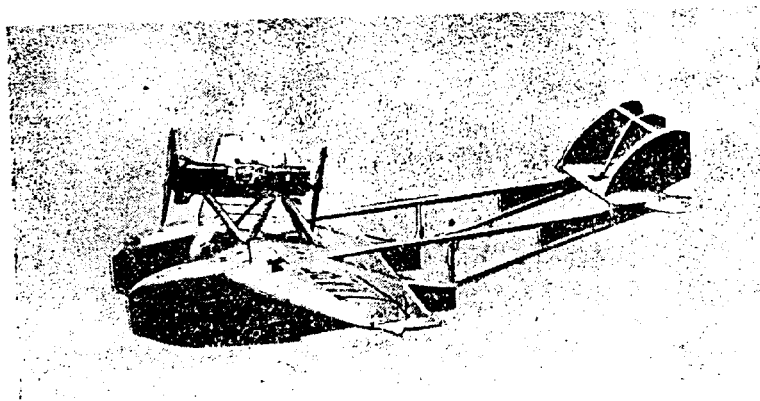
Фиг. 15. Loire-70.

чивости имеет жабры. Этот жаберный тип характерен для фирмы: Dornier (все самолеты), Latécoère, Supermarine „Air Jacht“ (фиг. 14) и последняя модель Glenn-Martin (трансатлантический самолет).

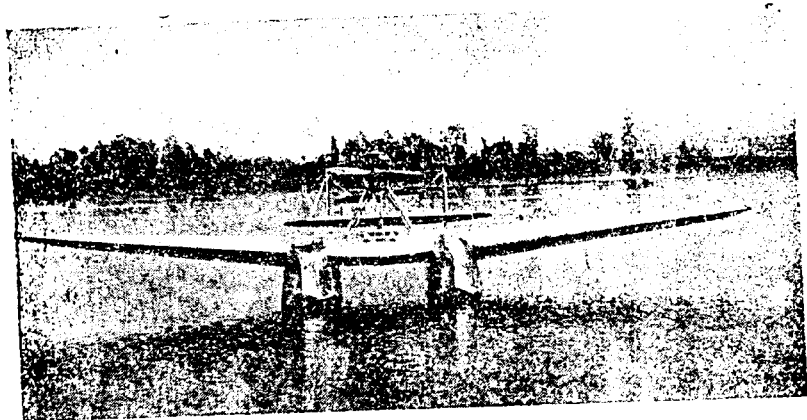
Почти все перечисленные гидросамолеты имеют гражданское назначение (почтовые и пассажирские). Однако эти же схемы, но с поплавками, применяются и в военных вариантах Blackburn „Sydney“, „Loire-70“ (фиг. 15) и т. п. Схема обладает многими достоинствами и имеет большое распространение. К недостаткам нужно отнести большое количество подкосов, трудность подвески поплавков, большое количество узлов и отдельных деталей, трудности сборки и регулировки и т. д.

в. Свободнонесущий двухлодочный моноплан

Эта схема получила применение лишь в единичных экземплярах. В рабочей практике известны только Savoia „S-55“, (фиг. 16 и 17) и последняя модель Levasseur; остальные не вышли из стадии проектов (проект Юнкера 1920 г., 1924 г. и т. д.).



Фиг. 16. Savoia „S-55“.



Фиг. 17. Savoia „S-55“.

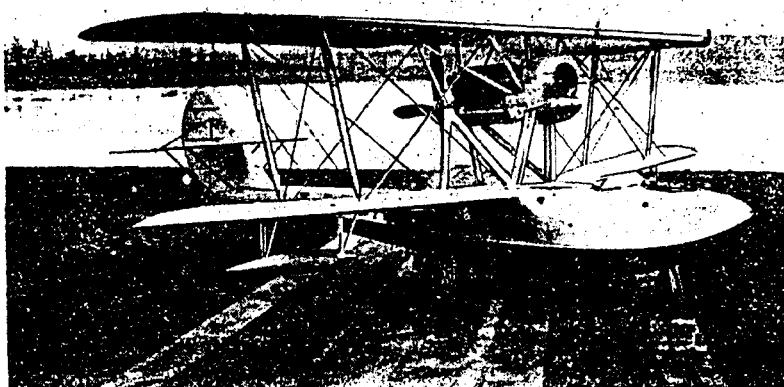
Тип этот при всей своей кажущейся простоте заключает очень большие трудности во всех областях:

1. Гидродинамика и мореходность такого самолета очень сложна и за трудности разрешения вопросов качки, посадки на волну и т. д.

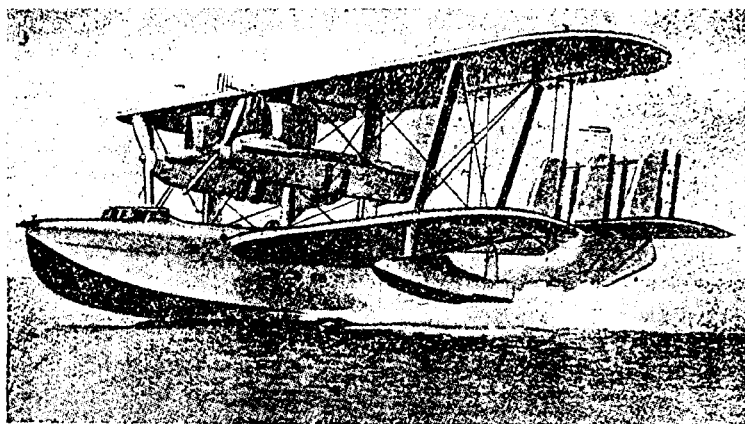
2. Вопросы прочности и веса самолета очень трудно уравнивают друг с другом благодаря большим моментам, возникающим в крыле в случае посадки на одну лодку. Удовлетворительное решение приводит к очень большому весу центроплана крыла. Установка мотора обладает теми же недостатками, что и первый тип.

г. Биплан однолодочный

Это первоначальный исходный тип лодочного гидросамолета. Первые лодочные самолеты Curtiss и Donnet-Leveque — положили основание этому весьма распространенному типу. Достоинства его по сравнению



Фиг. 18. Savoia „S-62 bis“.



Фиг. 19. Short „Singapore“.

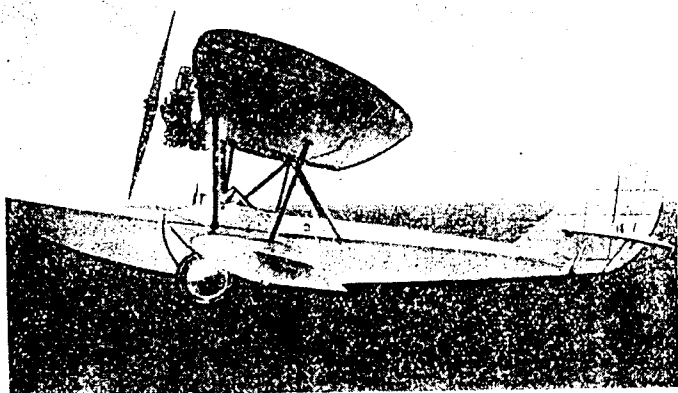
монопланом — небольшие размеры и габариты. Недостатки — необычайная сложность конструкций и трудность регулировки. Моторы всегда помещаются между планами (фиг. 18, 19). Схема особенно распространена в Англии, даже для очень крупных гидросамолетов: Short „R-6“ $\approx 31,0$ т; Blackburn „Perth“ $\approx 15,0$ т.

Конструкция коробки сильно сужает обстрел.

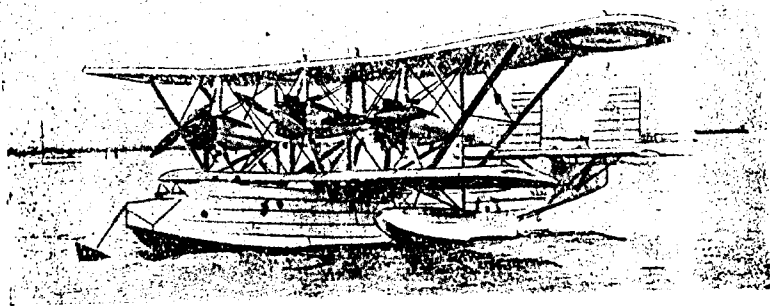
д. Полуторанплан однолодочный

Схема, весьма близкая к биплану. Нижнее крыло значительно меньшей площади, чем верхнее, и несет на себе поплавок (фиг. 20, 21).

Перечисленными пятью типами исчерпываются все лодочные гидросамолеты, различные по схемам коробок крыльев.



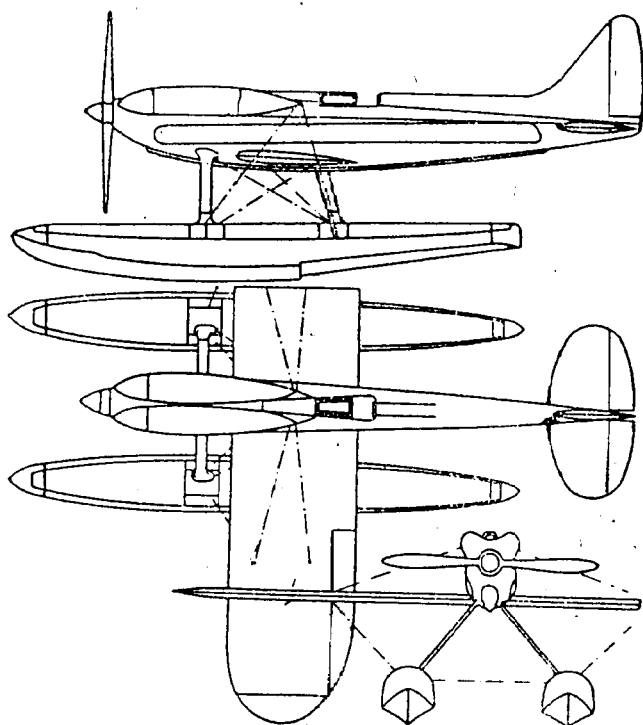
Фиг. 20. Амфибия конструкции инж. Шаврова „Ил-2“.



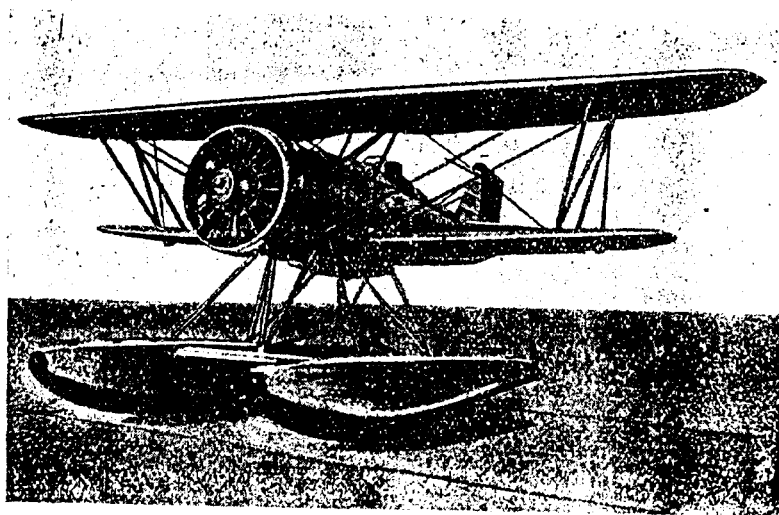
Фиг. 21. Supermarine „Southampton Mk-X“.

Поплавокные гидросамолеты по числу поплавков делятся на одно- и двухпоплавковые. По схемам коробок крыльев эта группа гидросамолетов ничем не отличается от сухопутных (фиг. 22—26), за исключением нескольких элементарных и простых узелков для крепления подкрыльных поплавков, винтомоторных установок на крыле и т. п.

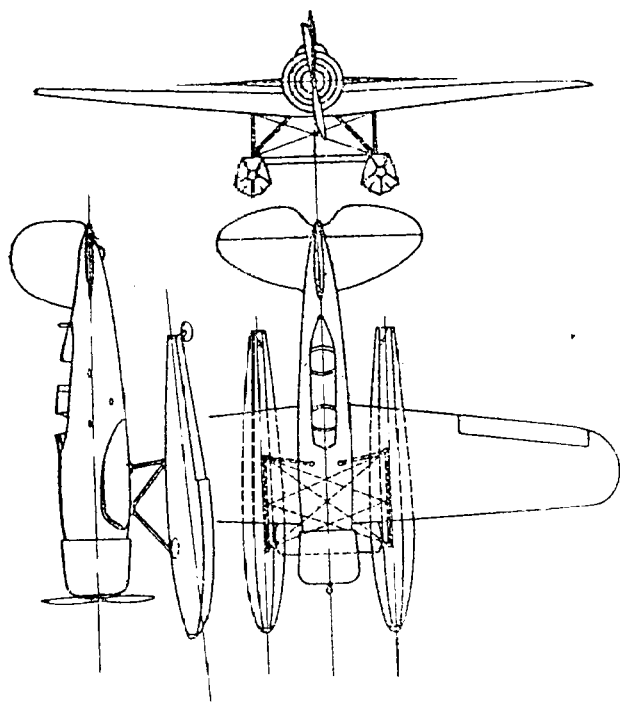
В отличие от сухопутных самолетов гидросамолеты требуют более тщательного наблюдения и производства частых осмотров в целях предупреждения коррозии. Близость крыльев к морской воде и постоянное намачивание во время разбега способствуют образованию в них



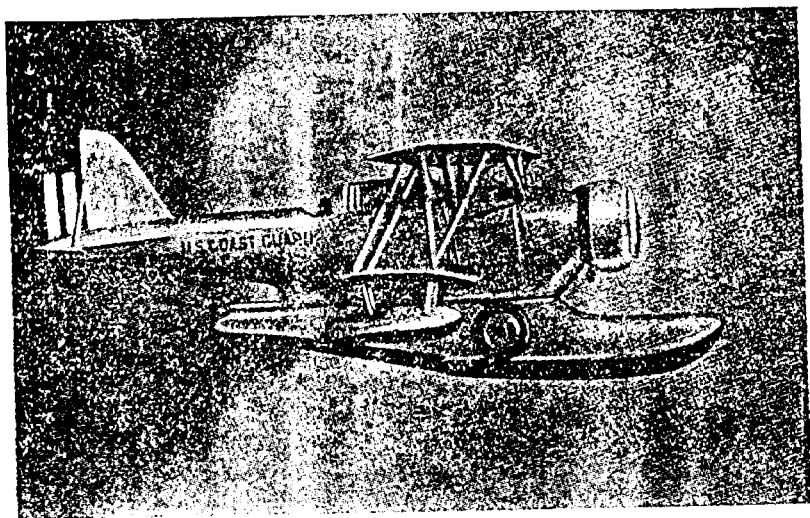
Фиг. 22. Supermarine „S-6B“.



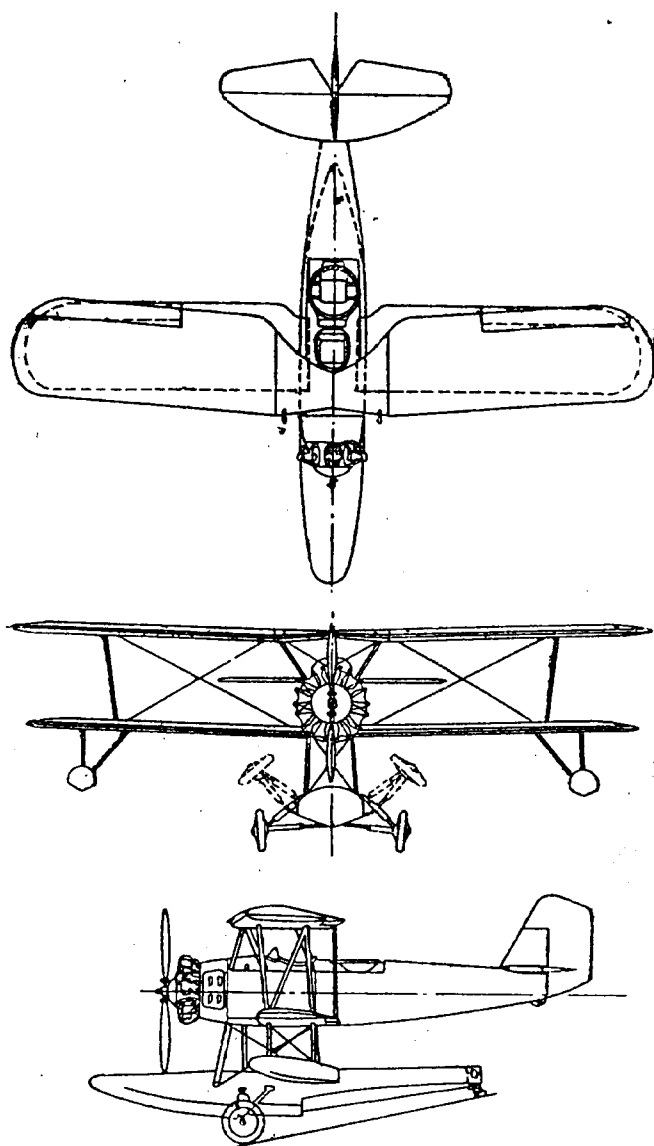
Фиг. 23. Curtiss „Hawk Edo“.



Фиг. 24. Lockheed „Sirius“ Lindberg.

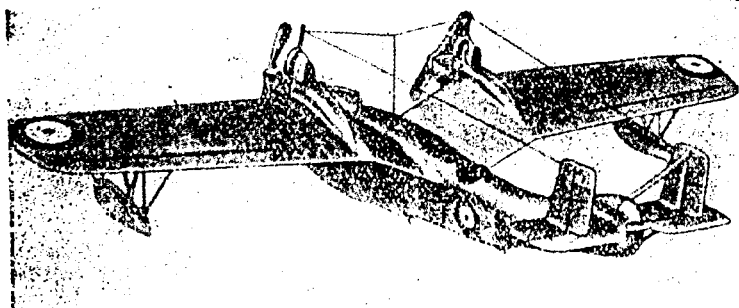


Фиг. 25. Амфибия Grumman.



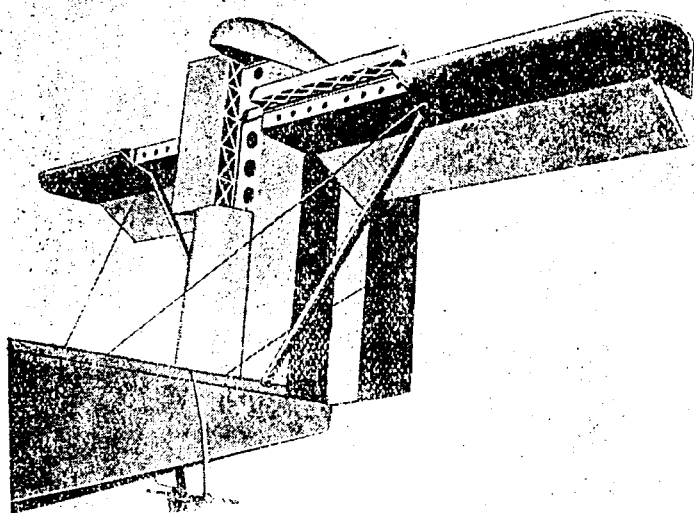
Фиг. 26. Vought „Corsaire V-90“.

коррозии. Лаки и краски не дают в этих случаях надежной защиты, и приходится искать другие способы. Так, например, Rohrbach обильно смазывает внутренность своих кессонных крыльев керосином,



Фиг. 27. Short „R-24/31.“ Оперение.

создавая этим тонкую пленку на поверхности металла и защищая его от образования коррозии. Иногда для той же цели металлическую обшивку крыльев покрывают смазочным маслом.



Фиг. 28. Rohrbach. Стабилизатор.

Конструкция металлических крыльев должна допускать возможность частых и повсеместных осмотров. Для этой цели на крыльях делают люки для осмотра наиболее ответственных узлов и механизмов (узлы разбега крыла, крепления подкосов, механизмы проводки управления

и т. п.). Задняя часть крыла — от заднего лонжерона до конца профиля и передняя — носок крыла делаются откидными. Это сильно облегчает осмотр и допускает своевременное принятие мер в случае обнаружения коррозии. На стоянке эти носки и хвосты крыльев оставляются в опущенном состоянии для лучшей вентиляции. В случае применения стальных труб в качестве строительного материала последние окрашиваются, хромируются или подвергаются другим методам защиты от коррозии.

Силовые узлы крыльев и лодок делаются из нержавеющей стали.

Оперение гидросамолетов по своей конструкции ничем не отличается от сухопутных. Конструкция стабилизаторов, рулей глубины и рулей поворотов изготавливается, главным образом, из металла, даже если весь самолет деревянный. Это дает значительную экономию в весе. Единственное отличие оперения гидросамолетов — его расположение. Во время разбега в районе задней части лодки поднимается сильная волна, которая легко может повредить оперение. В целях предохранения от поломки, горизонтальное оперение обыкновенно поднимает на 2—2,5 м над поверхностью воды.

Поэтому внешний вид расположения хвостового оперения гидросамолета несколько отличается от сухопутного. Крупные гидросамолеты имеют горизонтальное оперение монопланной формы, а вертикальное оперение часто делается с двумя или тремя рулями направления (фиг. 27).

Ввиду подверженности коррозии оперение гидросамолетов необходимо очень часто осматривать. Поэтому Rohrbach сделал носки стабилизатора откидными (фиг. 28). Фирма Savoia стабилизатор делает деревянным, а рули глубины — сваренными из хромомолибденовых труб, что хотя дает оперению несколько больший вес, но зато делает его более долговечным.

3. МОРСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ ГИДРОСАМОЛЕТОВ

Под оснасткой гидросамолетов подразумевается снабжение их морским оборудованием, т. е. комплектом предметов, необходимых при плавании гидросамолета, при стоянке на якоре, при буксировке и т. п.

Основное морское оборудование состоит из якорного оборудования, причального оборудования, пловучего якоря, подкрыльных мешков, предохраняющих от боковых раскачиваний, буксировочных приспособлений и специальных приспособлений для подъема гидросамолета крапом.

Сюда же нужно отнести и водяные рули, которыми нередко снабжаются гидросамолеты. Кроме того, в комплект морского оборудования входят также спасательные пояса (пробковые и надувные), багры, кошки, съемные лесенки, трапы, надувные резиновые спасательные лодки и т. п.

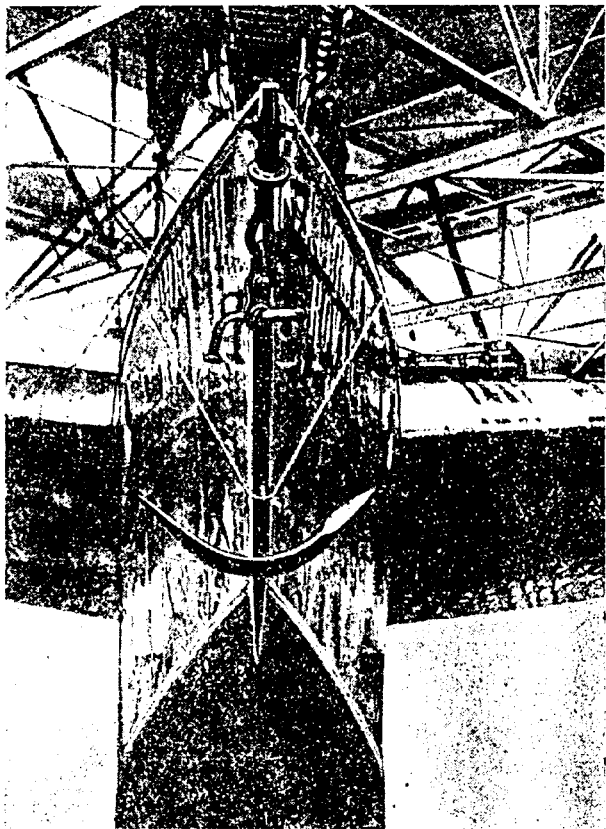
Морское оборудование является очень важной частью общего оборудования гидросамолета, так как от полноты комплекта морского оборудования и от правильности его размещения может зависеть судьба гидросамолета, особенно при вынужденной посадке в открытом море.

а. Якорное оборудование

Применяемые в самолетостроении якоря целиком перенесены из корабельного оборудования и ничем от последних не отличаются.

Основной характеристикой авиационного якоря является его вес, так как формы якорей меняются мало. Применяются якоря, главным образом, двух типов: адмиралтейский (фиг. 29) и типа Holt с поворачивающимися лапами (фиг. 30).

В отличие от корабельных эти якоря, особенно адмиралтейский (фиг. 31), имеют уширенные концы лап для лучшего схватывания



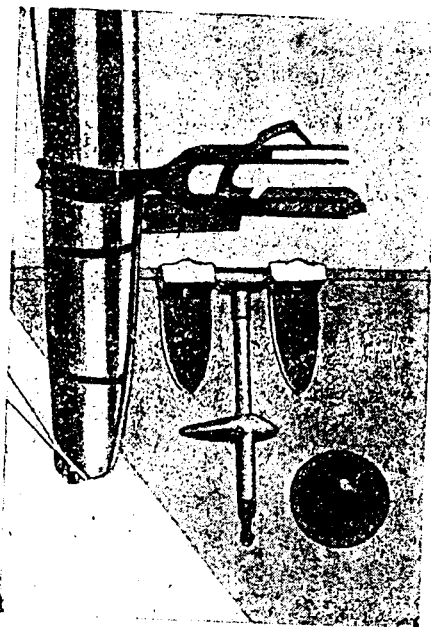
Фиг. 29. Rohrbach „Romar.“ Нос.

с грунтом. Применение корабельных якорей для гидросамолетов нельзя назвать особенно удачным. Корабль во время стоянки при относительно большом весе имеет относительно небольшую боковую поверхность (парусность). Самолет же по отношению к своему весу имеет очень большую парусную поверхность (крылья, оперение, мотоустановки и пр.). Поэтому самолетные якоря должны обладать большей тяговой силой, чем корабельные, или, во всяком случае, большей надежностью. Некоторые заграничные фирмы пытались переконструировать якоря,

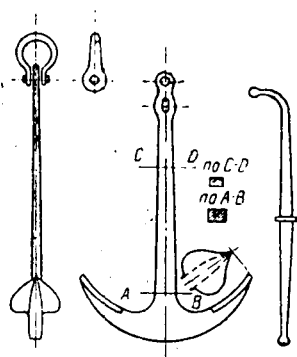
облегчив их вес и увеличив сцепное усилие. Так, например, были попытки сделать якоря из сваренных стальных труб.

В одном из журналов „Flugwoche“ было помещено краткое описание якоря из труб для гидросамолета Junkers „G-31“ весом всего в 8 кг, обладающего достаточной силой. Но дальнейших сведений о применении подобных якорей не имеется. В Felixtowe в Англии были

проведены исследования якорей, показавшие, что рационально выбранная форма якоря имеет большее влияние на сцепное усилие, чем вес якоря. Таким образом был выбран наилучший образец якоря „Felixtowe Mark-12“, применяемый почти на всех английских гидросамолетах.



Фиг. 30. Якорь типа „Holt.“



Фиг. 31. Адмиралтейский якорь.

Вес его — около 25 кг. На основании опытов в Felixtowe сцепную силу якоря можно выразить следующей эмпирической формулой:

$$R_{\text{я}} = K \cdot G_{\text{я}},$$

где $R_{\text{я}}$ — удерживающая сила в кг,

$G_{\text{я}}$ — вес якоря в кг,

K — коэффициент удерживания.

На основании опытов известно, что значение коэффициента K меняется от 8,6 до 11,3. Последний коэффициент K — для якоря „Felixtowe Mark-12“. Это якорь адмиралтейского типа, но размер лопаток его лоп увеличен по площади по сравнению с адмиралтейским в 2,0—2,5 раза. Таким образом среднее значение коэффициента K для широко-лопатного якоря можно принять $K = 10$.

1. Самолет Savoia „S-62 bis“ имеет полетный вес 4100 кг. Вес якоря „Savoia“ $G_{\text{я}} = 25$ кг. Удерживающая сила его $R_{\text{я}} = 10 \cdot 25 =$

= 250 кг, что составляет:

$$\frac{R_{\text{я}}}{G} \cdot 100 = \frac{250}{4100} \cdot 100 = 6,1\%$$

от полетного веса.

2. Для гидросамолета „Towle“ весом 2725 кг необходим якорь 13,5 кг. Отсюда

$$R_{\text{я}} = \frac{13,5 \cdot 10}{2725} \cdot 100 = 5,0\%$$

от полетного веса.

3. Самолет в 6000 кг полетного веса имеет якорь $G_{\text{я}} = 35$ кг. Отсюда

$$R_{\text{я}} = \frac{35 \cdot 10}{6000} \cdot 100 = 5,84\%$$

от полетного веса.

4. Самолет в 3650 кг полетного веса имеет якорь $G_{\text{я}} = 18$ кг. Отсюда

$$R_{\text{я}} = \frac{18 \cdot 10}{3650} \cdot 100 = 5,0\%$$

Ориентировочно можно наметить вес якоря следующим способом.

Приняв значение коэффициента $K=10$, можно считать, что сценная сила якоря должна быть не меньше $6,5\% G$, т. е.

$$R_{\text{я}} \geq 0,065 G;$$

отсюда

$$G_{\text{я}} = \frac{R_{\text{я}}}{K} = \frac{R_{\text{я}}}{10} = 0,1 R_{\text{я}}.$$

Приводим еще одну формулу, применяемую в кораблестроении для определения веса якоря:

$$G_{\text{я}} = K \sqrt[3]{D^2},$$

где G — вес якоря в кг, D — водоизмещение в т, $K=8,0-10,5$.

1. Для самолета Savoia „S-62 bis“ весом 4100 кг, приняв $K=10,0$, имеем:

$$G_{\text{я}} = 10 \sqrt[3]{4,1^2} = 10 \sqrt[3]{16,8} = 10 \cdot 2,56 = 25,6 \text{ кг}.$$

В действительности вес якоря „Savoia“ равен 25,0 кг.

2. Для гидросамолета $G=6000$ кг, приняв $K=10$, имеем:

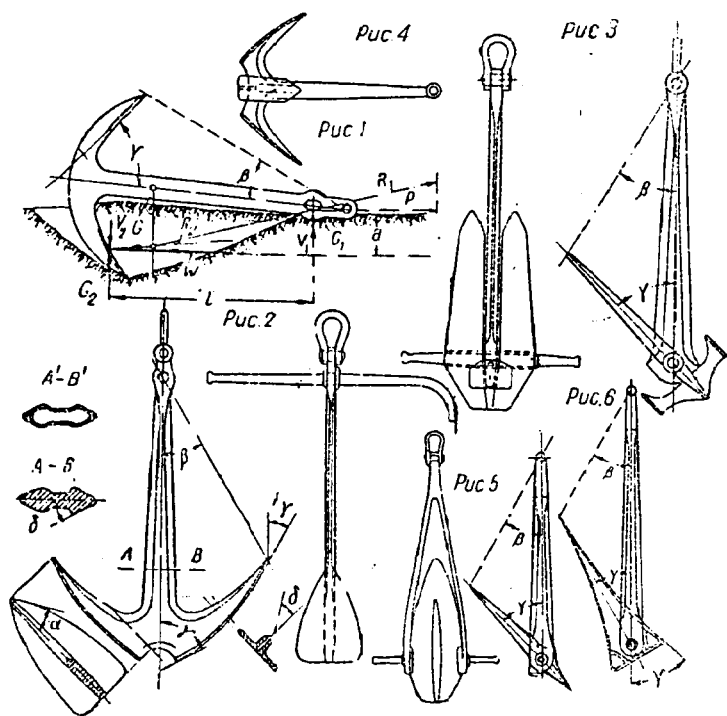
$$G_{\text{я}} = 10 \sqrt[3]{6,0^2} = 10 \sqrt[3]{36} = 10 \cdot 3,3 = 33,0 \text{ кг}.$$

На самом же деле хорошо работал якорь весом $G_{\text{я}} = 36,0$ кг. Формула эта дает довольно близкие значения. Но наилучшие соотношения могут быть найдены только путем создания нескольких якорей, из которых можно выбрать наилучший.

Для увеличения надежности работы якоря, а также для того, чтобы якорь мог работать в любом положении, иногда его делают

четырёхлапым. Но такой якорь громоздок и неудобен для хранения, поэтому, одна пара лап делается поворотной, так что ему может быть придана при хранении плоская форма, подобная двухлапому. Иногда для малых самолетов весом до 3000 кг якорь делают складным, напоdobие дождевого зонта. Такой якорь удобен при хранении.

За последнее время наметили новые приемы в конструировании якорей. Стали меняться не только соотношения элементов якоря в классическом адмиралтейском образце, но и самая форма якоря.



Фиг. 32. Якоря гидросамолетов (новые типы).

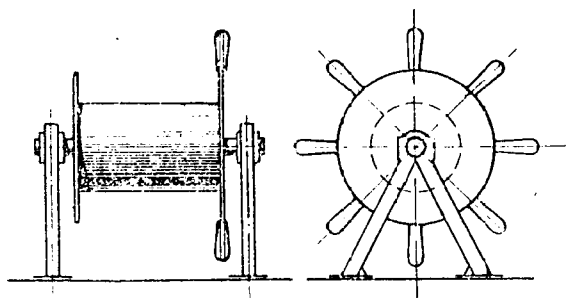
Это хорошо видно на фиг. 32, где изображен целый ряд якорей для гидросамолетов по последнему немецкому патенту. Стержень этих якорей плоский, заостренный с обеих сторон по всей своей длине. Угол заострения по описанию равен 30° .

Угол раствора лап γ меняется от 45° (и даже 60°) у корня до 30° на острие лапы, так как лапа в боковом виде имеет криволинейные очертания. Сама лапа сделана в виде широкого заостренного лепестка, с углом заострения в 30° . Длина якоря выбирается таким образом, чтобы угол β , составленный основным стержнем и линией, соединяющей конец лапы с центром поперечного веретена, был порядка 30° , что видно из верхнего рисунка фиг. 32. Такие якоря делаются даже с четырьмя лапами.

Совершенно новыми являются формы, представленные на рисунках 3, 5 и 6 фиг. 32. У этих якорей всего одна лапа, поворачивающаяся относительно нижней части основного стержня. Для этой цели либо лапа прорезается для пропуска стержня, либо сам стержень делается в виде вилки.

Якорь, подобный изображенному на рисунке 5 фиг. 32, в 1931 г. был запатентован в СССР летчиком Б. Л. Бухгольцом. К сожалению, не опубликованы коэффициенты сцепления этих якорей, так что их размеры нужно определять опытным путем. Во всяком случае, эта форма позволяет применять наивысшие расчеты коэффициентов K для прикидок размера якоря.

Якори обыкновенно изготавливаются кованые из железа и оцинковываются для предохранения от ржавления. В целях облегчения эксплуатации якорь очень удобно крепить на борту или на палубе гидро-



Фиг. 33. Якорный барабан.

самолета, как это и делают фирмы Rohrbach и Savoia. Но это идет в разрез с элементарными требованиями аэродинамики и совсем неприемлемо с точки зрения достижения больших скоростей. Поэтому в современных гидросамолетах якорь обыкновенно убирают внутрь лодки. В носовой части лодки делается специальный люк, у военных же самолетов с этой целью используется передняя носовая турель.

Для прикрепления якоря применяются канаты размером 15—20 мм из манильской пеньки или стальной трос.

В практике мореплавания размер каната определяется не диаметром сечения, а длиной окружности сечения. Стальные тросы применяются простого плетения, с пеньковой сердцевинкой, мягкие. Манильские канаты удобнее в эксплуатации, так как в холодное время года стальной трос очень трудно выбирать руками. Кроме того, стальной трос современем ершится и сильно ранит руки. Однако оба эти вида тросов имеют почти одинаковое распространение. Размер каната выбирается по спешной силе якоря, но с очень большим запасом прочности (от $n=5$ до $n=10$).

Размер каната или троса можно определить и английской эмпирической формулой:

$$R_n = 0,0185 D V^3,$$

где R_n — усилие, растягивающее канат, D — водоизмещение судна в m , V — скорость течения в $км/час$.

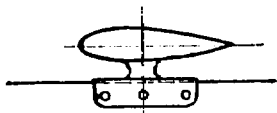
В небольших гидросамолетах якорный трос обыкновенно выбирается руками и затем либо свертывается в бухту, либо наматывается на специальную катушку, представляющую собой барабан, обычно деревянный — круглый или многогранный, вращающийся на горизонтальной оси (фиг. 33). Торцы барабана окаймлены металлическими дисками и снабжены ручками.

В больших гидросамолетах для подъема якоря обычно применяются лебедки с ручным приводом. На фиг. 10 дан общий вид самолета Rohrbach „Roma“, на котором в носовой части лодки ясно видно расположение якоря, якорной лебедки и вся схема установки.

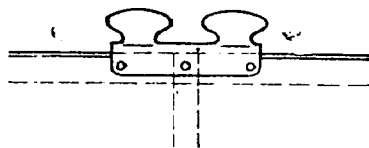
6. Причальные приспособления

Под причальными приспособлениями подразумеваются все устройства, за которые можно крепить гидросамолет на стоянке или во время буксирования. К ним нужно отнести рымы, утки, кнехты и гаки.

Рымом называется специальное ушко, снабженное шарнирно прикрепленной серьгой, в которую может быть пропущен и закреплён на карабине якорный или буксировочный канат. Рымы обыкновенно располагаются на диаметральной лодки (поплавка) на форштевне и на киле в носовой части; они делаются очень прочными. На фиг. 29 (нос гидросамолета „Roma“) видна серьга рыма в верхней части форштевня.



Фиг. 34. Уток.



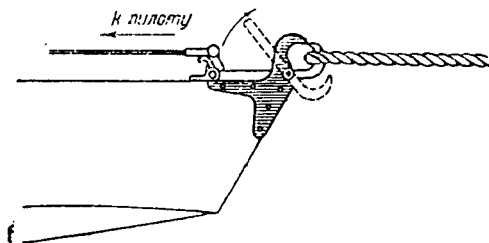
Фиг. 35. Кнехт.

Рымы служат для буксировки и постановки гидросамолета на якорь. Кроме рымов, на палубе лодок по бортам в носовой части и обыкновенно за крыльями, ближе к кормовой части лодки, устанавливаются так называемые утки (фиг. 34). Уток представляет собой нечто вроде двурогого крюка, имеющего вид буквы Т. Горизонтальной части утка придают обыкновенно обтекаемую форму.

Иногда уток заменяется кнехтом (фиг. 35). Кнехт менее удобен для креплений, — уток универсальнее и имеет большее распространение.

Утки и кнехты не имеют в самолетостроении каких-либо стандартных размеров и всегда проектируются в соответствии с новым самолетом. Они изготовляются обыкновенно из легких алюминиевых сплавов. Крепят их на лодке и поплавке в жестких местах, потому что крепление должно быть надежным и солидным. Обыкновенно их крепят к скуловым стрингерам.

Наконец, на хвосте лодок крепится так называемый гак (фиг. 36). Гак — это крепление, подобное рыму, но снабженное приспособлением для раскрывания. Таким образом кольцо или крючок гака может



Фиг. 36. Гак.

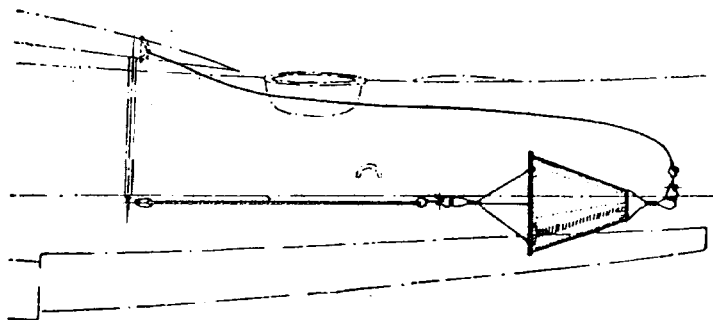
раскрываться, как клещи или ножницы, и освобождать канат или трос, пропущенный через гак. Трос или канат удерживает лодку на причале или у спуска. Если же пилот потянет за тросик, (фиг. 36 — „к пилоту“), то задерживающая защепка соскочит и даст возможность шарнирной части гака повернуться и освободить канат. Гак необходим для удержания гидросамолета на месте во время пробы мотора

при даче полного газа. В условиях сухонутного аэродрома под колеса самолета в этих случаях подставляют треугольные клинья или включают тормоза колес. Так как с гидросамолетом на воде этого проделать нельзя, то с этой целью применяют гак, который и удерживает самолет от движения.

в. Пловучие якоря и боковые мешки

Пловучие якоря служат при дрейфе во время ветра для удержания самолета на месте в тех случаях, когда нельзя пользоваться донным якорем из-за большой глубины.

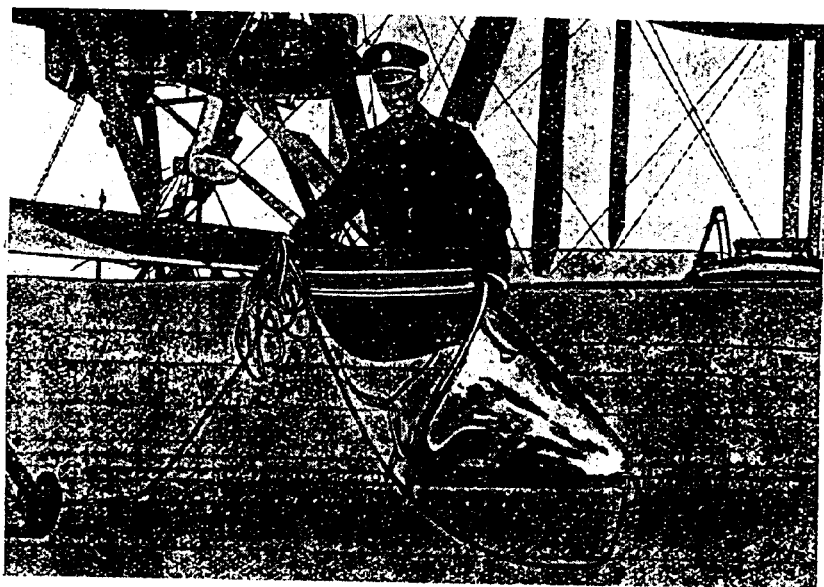
Пловучий якорь представляет собой парусиновый мешок, вернее, коническое ведро без дна (фиг. 37, 38). Будучи брошен в воду и



Фиг. 37. Пловучий якорь.

затоплен, пловучий якорь дает очень большое сопротивление при всякой попытке его подтянуть. В случае вынужденной посадки в открытом море, когда ветер начинает трепать и нести по воде самолет, якорь бросают с носа лодки, самолет, естественно, разворачивается носом против ветра и начинает медленно дрейфовать (фиг. 39). Такое

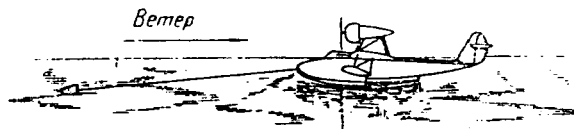
положение является самым безопасным, потому что в случае запаздывания в выбрасывании пловучего якоря самолет может стать в невыгодное относительно ветра положение и при наличии недостаточной поперечной остойчивости может перевернуться.



Фиг. 38. Пловучий якорь. Гидросамолет „Southampton“.

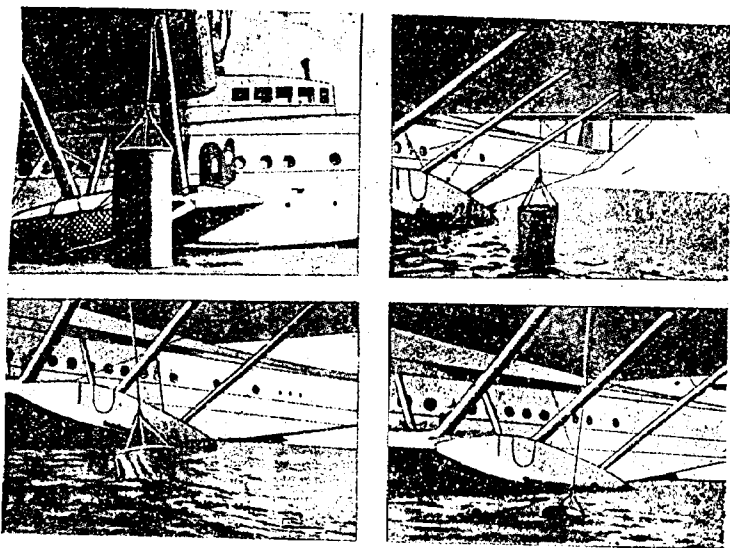
Боковые мешки (Sacs-Soutes) представляют собой такие же парусиновые ведра, но только имеющие дно. Они впервые применены фирмой Dornier на гидросамолете „Do-X“.

Большие гидросамолеты большую часть своей жизни проводят на воде „на-плаву“ и часто в открытом море, на волне. Боковая качка создает такие большие инерционные усилия в некоторых элементах

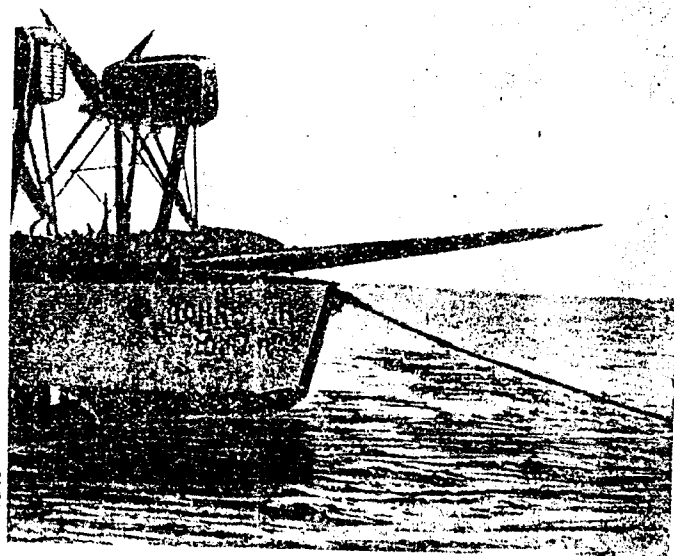


Фиг. 39. Дрейф гидросамолета на пловучем якорь.

гидросамолета, что эти элементы легко могут поломаться или деформироваться. Для устранения больших амплитуд раскачивания подвешивают под каждым крылом заполненное водой парусиновое ведро. При раскачивании гидросамолет, вытаскивая то одно, то другое ведро, создает этим такое сопротивление, что раскачивание гидросамолета становится совсем незначительным (фиг. 40).



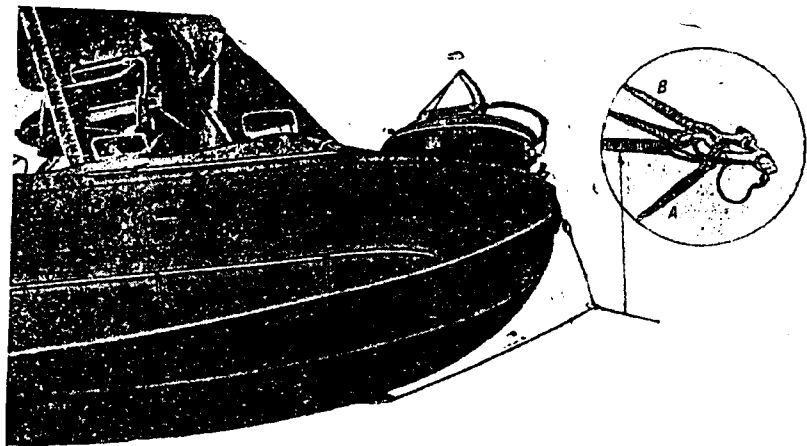
Фиг. 40. Подкрыльное ведро в различных положениях.



Фиг. 41. Rohrbach. Гидросамолет „Romar“ на якорю.

г. Постановка гидросамолета на якорь

Есть несколько способов постановки гидросамолета на якорь. Один из этих способов показан на фиг. 41, где изображен гидросамолет „Roma“ на якорной стоянке. Якорный канат зацеплен за очень мощный верхний рым лодки (см. фиг. 29). Таким образом крепление якоря произведено в одной постоянной точке на лодке. Такой способ крепления нельзя признать достаточно рациональным и отвечающим всем условиям. Дело в том, что при наличии серьезного волнения вся якорная установка и якорный канат будут очень сильно нагружаться резкими динамическими усилиями. А так как якорный трос подходит под некоторым углом к лодке, то во время прохождения волны под лодкой угол



Фиг. 42. Якорная подвеска Supermarine „Southampton“.

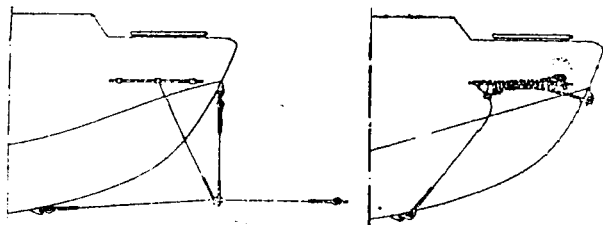
троса будет меняться и вместе с тем будут сильно изменяться и моменты. Самолет будет испытывать резкие рывки, которые должны неблагоприятно отражаться на самой конструкции.

Поэтому англичане применяют другую схему якорной подвески, правда, более сложную и требующую большего количества деталей, но зато более рациональную. Особенность этой схемы, изображенной на фиг. 42, заключается в следующем.

На лодке имеется два рыма: один в верхней части форштевня лодки, а другой — в передней части днища на киле. Оба рыма соединены тросом достаточной длины. К этому тросу на карабине прикреплен свободно перемещающийся якорный канат. Кроме того, имеется еще небольшой трос, который идет от того же карабина в носовое гнездо и служит для подъема якоря. Таким образом при стоянке на якорь карабин якорного троса, свободно перемещаясь по соединительному тросу, в каждый данный момент устанавливается автоматически так, что направленные усилия якорного троса всегда проходит через центр тяжести гидросамолета. Это позволяет гидросамолету свободно изменять свое поло-

жение при прохождении под ним волны, не вызывая перегрузок, возникающих при схеме Rohrbach.

Недостатком всей системы надо считать то, что межкрымный трос всегда остается висющим на борту лодки и хотя он и очень близко подтягивается к борту, все же это создает лишнее сопротивление и водяное, и воздушное (фиг. 43).



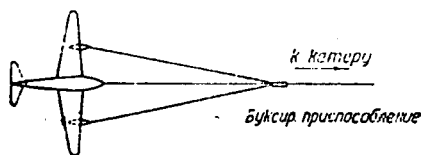
Фиг. 43. Якорная подвеска на гидросамолете „Bizerte“.

Иногда гидросамолет ставят на якорь, закрепляя якорный конец за утки на борту. Эта схема несколько выгоднее схемы Rohrbach, так как более близкое положение утков к ц. т. даст меньшие моменты, а значит, и перегрузки.

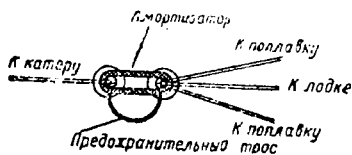
д. Буксировка

При буксировке гидросамолета катером, буксиром или другим судном, казалось бы, самое простое — зацепить самолет за носовой рым и буксировать. Но оказывается, что при наличии недостаточной устойчивости пути, в особенности если дно лодки плоское или малокилеватое, гидросамолет начинает сильно рыскать на буксирном тросе, что может вызвать большие перегрузки в буксирном тросе и рымах, что в свою очередь может привести к обрыву, поломке или переворачиванию самолета.

Явления эти усиливаются благодаря наличию волны. Поэтому буксирный трос крепится не только к носу лодки, но и к рымам боковых



Фиг. 44. Схема буксировки гидросамолета.



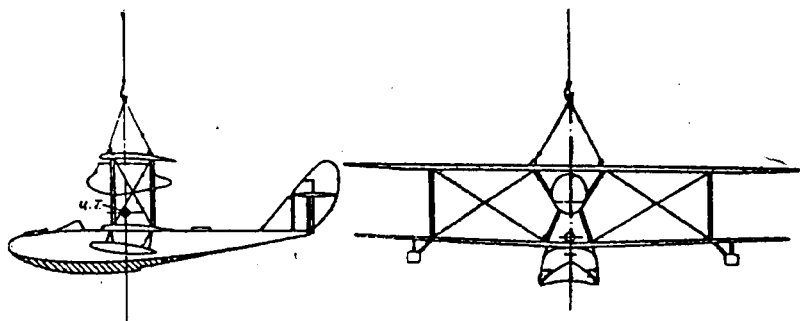
Фиг. 45. Амортизатор для буксировки.

подкрыльных поплавков (фиг. 44), в случае же отсутствия рымов — прямо к узлам крепления поплавков на крыле. Все три троса соединяются в одном общем карабине, от которого уже идет один общий трос к катеру или судну. Между буксирным тросом катера и карабином с тремя тросами обыкновенно вставляется амортизатор для смягчения толчков и рывков, создаваемых набегающей волной (фиг. 45).

е. Приспособления для подъема гидросамолета

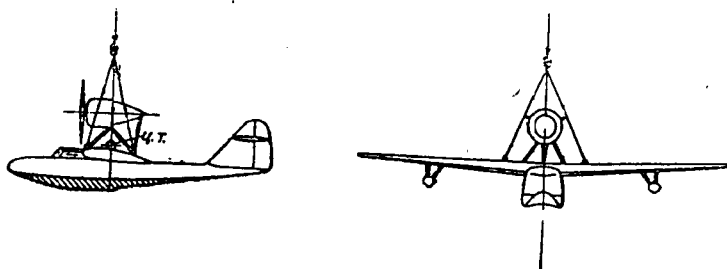
На каждом гидросамолете должно быть предусмотрено приспособление для подъема его краном, стрелой с корабля и т. д.

Такое приспособление сильно зависит от схемы и конструкции коробки крыльев данного гидросамолета, так как самолет должен подвешиваться над его ц. т., а самое сильное и прочное место в этой области — это лонжероны крыльев. Кроме того, на схему подвеса сильно влияет расположение винтомоторных групп.



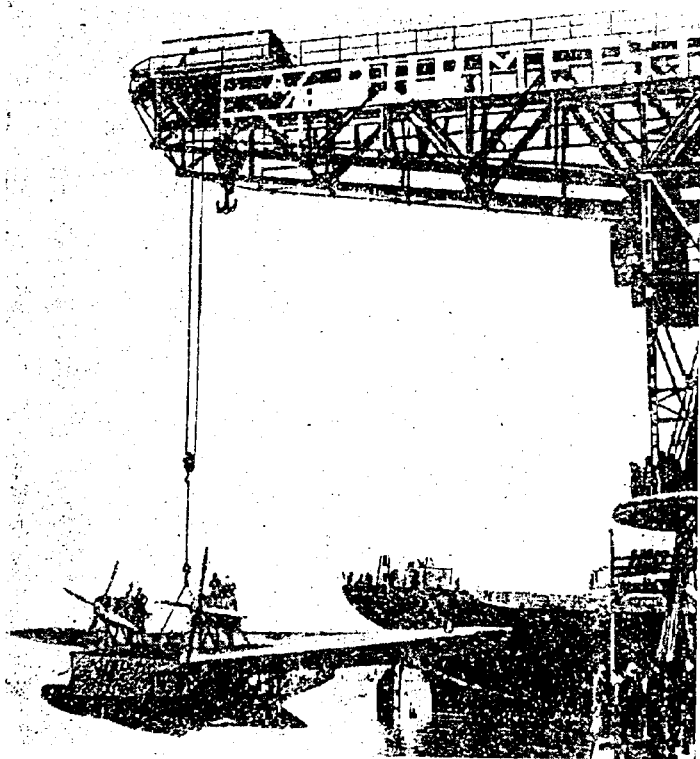
Фиг. 46. Схема подвески биплана.

На фиг. 46—49 приведены схемы подвески. На фиг. 46 изображена схема подвески биплана. На верхней плоскости, в центральной части, у узлов разъема на лонжеронах надеты специальные узлы, снабженные серьгами, за которые с помощью карабинов зацепляются стропы, т. е. пирамидка из четырех тросов, сходящихся в одной точке. Эта точка подбирается с таким расчетом, чтобы она находилась над самым ц. т. Эта пирамидка входит в оборудование гидросамолета. Фирма Fairy эту пирамидку закрепляет намертво и прячет ее в самом центроплане верхнего крыла в специальном гнезде.

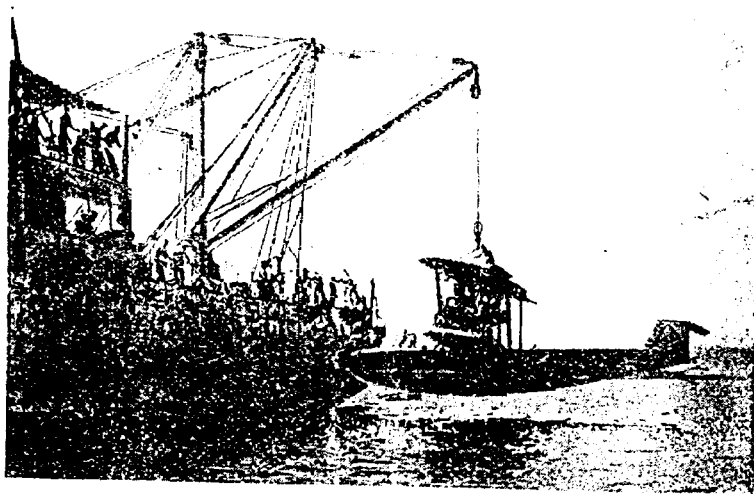


Фиг. 47. Схема подвески одномоторного моноплана.

На фиг. 47 изображена схема подвески одномоторного моноплана. Здесь очень трудно обойти мотор. На моторной раме приходится делать распорные трубки, предохраняющие капоты от тросов, иначе очень легко



Фиг. 48. Подвеска двухмоторного моноплана.

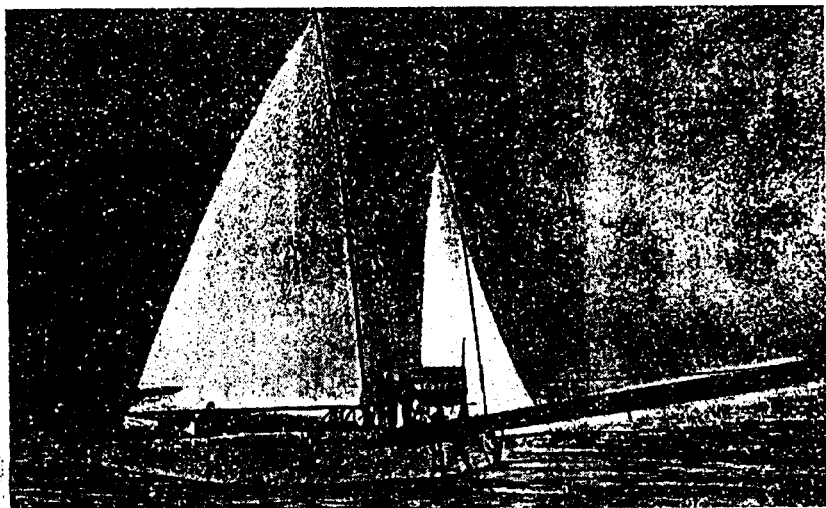


Фиг. 49. Подвеска двухмоторного биплана.

помять капоты. Узлы подвеса делаются на лонжеронах крыла. Значительно проще подвеска двухмоторных самолетов. Расстановка моторов позволяет свободнее размещать подъемные приспособления.

ж. Парусное вооружение гидросамолета

В морской практике известна лишь единственная попытка Rohrbach постановки парусов на гидросамолете „Rostra“ (фиг. 50). Применение парусов может быть хорошим средством для спасения самолета в случае его вынужденной посадки в открытом море, тем более, что нали-

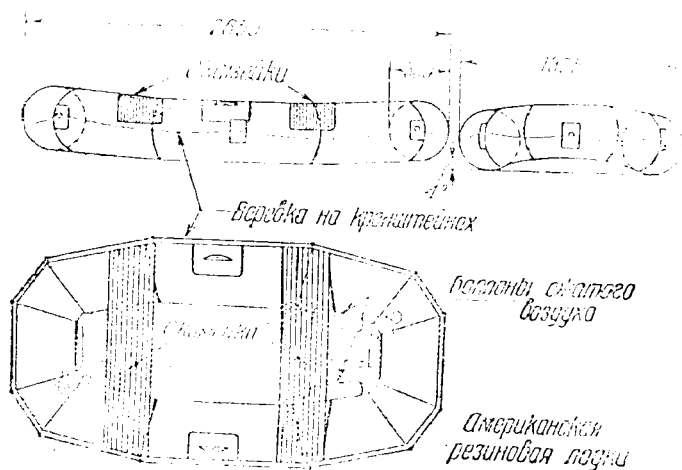


Фиг. 50. Rohrbach „Rostra“ на парусах.

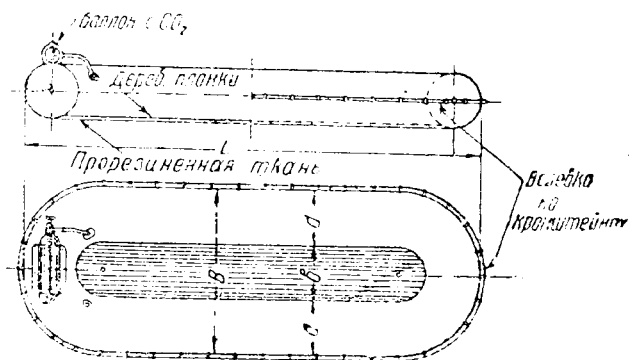
чие боковых поплавков делает гидросамолет достаточно остойчивым. Несмотря на это, это средство не получило распространения. Объясняется это тем, что использование паруса необходимо сравнительно в редких случаях, тогда как на борту самолета он должен находиться все время, являясь, таким образом, в большинстве случаев ненужным балластом. Парусное снаряжение своим довольно значительным весом снижает полезную нагрузку или увеличивает вес машины в полете, что делает его мало применимым на практике.

з. Спасательные лодки и пояса

В морское оборудование гидросамолета, кроме приспособлений для причала (якоря, лебедки, утки, кнехты и т. п.) и для буксировки, входят также приспособления для спасания экипажа и пассажиров. К этим приспособлениям относятся спасательные пояса и спасательные лодки.



Фиг. 51. Американская резиновая спасательная лодка.



Д. м	В. м	Д. м	В. м	Вес г/м	Подъемная сила
2,3	1,10	0,35	0,40	12	3-4
3,0	1,00	0,30	0,40	17	4
3,0	1,30	0,40	0,50	19	6
3,5	1,30	0,40	0,50	54	8
4,0	1,60	0,50	0,60	55	15

Материал: Двухслойная прорезиненная материя
Давление: 0,1 ат

Наполнение углекислотой. Объем баллона = 0,7 л, р = 50 ат
Время наполнения: $t = 2-3$ мин

Фиг. 52. Немецкие резиновые спасательные лодки фирмы Меусс.

Спасательные пояса бывают двух родов — пробковые и резиновые надувные. Первые представляют собой парусиновые пояса около 150 мм ширины, на наружной поверхности которых в специальных карманах зашиты прямоугольные призматические бруски из пробки. Вес такого пояса 1,0 кг.

Резиновый пояс представляет собой кольцеобразную полую камеру из прорезиненной материи, напоминающую несколько автомобильную камеру. В своем обычном виде эта камера имеет вид обыкновенного пояса. Перед тем как пользоваться этим поясом, его необходимо надуть воздухом через специальный вентиль. Делается это либо с помощью специального баллончика со сжатым воздухом, либо просто ртом, подобно тому как надуваются резиновые подушки, применяемые в путешествиях. Такой пояс обладает большой грузоподъемностью и малым весом — около 0,4—0,5 кг. Во время аварии в суматохе его легко порвать, проколоть, зацепиться за что-нибудь.

Пробковый пояс тяжелее, но зато более надежен. Спасательные пояса того или иного типа составляют обязательную принадлежность морского оборудования гидросамолета. Чтобы не стеснять движения и работы экипажа, они обыкновенно висят на бортах внутри лодки, чтобы их легко можно было снять.

Для больших гидросамолетов, обладающих достаточно большой грузоподъемностью, в состав морского оборудования необходимо внести также легкие авиационные спасательные лодки из прорезиненной ткани, надуваемые воздухом или другим газом. Такие лодки при весе 12—15 кг поднимают до 4 чел. экипажа. Они очень устойчивы и удобны. Недостаток их тот же, что и у резиновых надувных спасательных поясов, т. е. возможность прокола и последующий полный выход из строя.

На фиг. 51 приводятся основные размеры американской спасательной лодки, а на фиг. 52 — размеры целого ряда немецких спасательных лодок фирмы A. Meyer.

ТЕХНИЧЕСКИЕ УСЛОВИЯ НА ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ПОСТРОЙКУ ГИДРОСАМОЛЕТОВ

Каждый самолет строится для каких-либо вполне определенных целей. Так, например, от одного самолета требуют максимальных скоростей, от другого — дальности, от третьего — высоты полета и т. д. Иногда требования бывают комбинированными. Назначение самолета и условия его работы накладывают сильный отпечаток на его внешний вид, размеры, форму и конструкцию. При проектировании нового самолета конструктор должен знать, что потребуют от этого самолета, какие факторы должны иметь большее значение, какие — меньшее, какими данными можно пренебречь и на какие необходимо обратить особенное внимание.

Трудно построить такой самолет, у которого все данные идеальными словами, конструктору, приступающему к проектированию, должны быть даны вполне исчерпывающие указания. Обыкновенно эти указания не случайны, а изложены вполне последовательно в определенной общепринятой форме. Полный перечень всех требований и ограничений, предъявляемых к данному самолету, носит название технических условий.

Технические условия, подобно договору, являются определенными юридическими документами. Конструктор, принимая заказ на проектирование самолета по данным техническим условиям, должен их очень внимательно проанализировать и проинтерпретировать, потому что невыполнение нескольких пунктов может повлечь за собой непринятие самолета. Поэтому в технических условиях должны быть оговорены требования, выполнение которых является первоочередным. Если же в некоторых областях предоставляется свобода выбора или решения конструктору, то и это должно быть оговорено.

Обычно все требования разбиваются на разделы:

- а) назначение самолета и условия его работы,
- б) летно-тактические требования,
- в) материал, прочность и конструктивные особенности,
- г) требования мореходности,
- д) перечень оборудования (и вооружения),
- е) полезная нагрузка,
- ж) особые замечания.

В первом разделе совершенно точно должно быть указано назначение самолета, место и условия его применения: например, дальний арктический разведчик для обслуживания зверобойных отрядов севера;

работа на случайных аэродромах, посадка на воду, на снег и на лед; работа самолета в условиях безангарного хранения.

Здесь же обыкновенно учитывается возможность использования самолета для военных целей в случае военных действий: например, в военное время самолет должен нести патрульную (или санитарную) службу. Если имеется еще ряд указаний и требований, они должны быть также здесь приведены.

Такая конкретизация условий работы даст возможность ближе подойти к правильному выбору схемы самолета и к более удачной компоновке размещения оборудования и всех жизненных частей самолета, тем более, что эти условия накладывают наиболее существенные и характерные черты на конструкцию, на общий облик и тип самолета. Указание же на применение гражданского самолета в военное время (и наоборот) заставит конструктора так видоизменить схему или компоновку, чтобы самолет мог служить удовлетворительно двум назначениям.

В разделе „Летно-тактические требования“ точно указываются скорости: максимальная, посадочная, потолок — практический, скороподъемность, дальность (теперь принято указывать дальность по прямой — без возвращения), крен, фигуры и виражи и в какое время должен выполнять самолет, а также, какими качествами должен обладать в отношении штопора и аэродинамической устойчивости. Для скоростей указывается высота, на которой они должны быть достигнуты (3000, 5000 м).

Для военных самолетов указывается высота боевого применения, и тогда все летно-тактические данные относятся именно к этой высоте. Кроме того, даются указания относительно давления на ручку и педали в нормальном полете, при посадке, на виражах или фигурах.

Так как зачастую бывает, что все требования полностью не могут быть удовлетворены и что при точном выполнении некоторых требований другие выполняются только более или менее полно, в технических условиях должны быть указания на порядок выполнения требований.

Например, порядок выполнения летных данных следующий: 1) максимальная скорость, 2) маневренность, 3) потолок, 4) дальность и т. д.

Это значит, что конструктор все свое внимание должен сосредоточить на достижении скорости и маневренности. Это, правда, не даст ему права снизить потолок или дальность, но все же позволяет идти на некоторый компромисс.

Такие указания накладывают отпечаток на выбор схемы и дают возможность конструктору точнее и глубже проработать свои изыскания.

В технических требованиях может также указываться, какой именно мотор рекомендуется для данного самолета. Тогда во всех расчетах конструктор исходит из характерных особенностей (мощности, веса и т. д.) данного мотора и устанавливает возможность выполнения летных качеств и степень приближения к ним. Таким образом устанавливаются какие-то средние, приемлемые цифры.

Но может быть и так, что конструктору дается свобода выбора при обязательном условии выполнения наибольшего числа требований. Тогда конструктор производит ряд изысканий с разными моторами и предлагает наиболее выгодную комбинацию.

В разделе в) указывается, какой материал желательно применить при постройке самолета: например, лодка металлическая, дюралюминовая, крылья деревянные, или весь самолет деревянный или полностью металлический. На выбор материала влияют вопросы экономики производства, условия ремонта на аэродромах, количество объектов будущих серий самолетов и, главным образом, назначение самолета: например, работа в Арктике требует обязательно металлической лодки, потому что деревянная не будет долговечной.

В этом же разделе дается указание на то, к какому классу прочности необходимо отнести данный самолет. В „Нормах прочности“, опубликованных в „Технике воздушного флота“ за сентябрь 1934 г. (см. также статьи „Нормы прочности“ — 1927 г.; „Нормы“, опубликованные в трудах ЦАГИ, 1925 г. и „Технике воздушного флота“ за 1933 г., № 10), все гражданские и военные самолеты разбиты на классы и группы. Для каждого класса и группы устанавливается определенная перегрузка на все случаи полета. Например, разведчики относятся к 7-й группе II класса. Это значит, что перегрузка для них на случай А равна 7.

Затем обычно идет перечисление конструктивных особенностей, которые должны быть обязательно выполнены конструктором; к этим особенностям относятся, например, следующие:

- 1) лодка должна иметь по длине проход, соединяющий отдельные кабины и которым можно пользоваться в полете;
- 2) лодка самолета должна иметь двойное управление;
- 3) самолет должен иметь доступ к мотору в полете;
- 4) бензиновая система должна быть спроектирована так, чтобы имелась возможность заливать самолет горючим в течение 20—30 мин.;
- 5) баки должны иметь приспособление для быстрого опоражнивания (vite-vide) и легко сниматься без разборки крыла;
- 6) капот мотора должен допускать легкое обслуживание и подход ко всем жизненным частям мотора;
- 7) одноименные и одинаковые детали должны быть взаимозаменяемы;
- 8) системы питания и охлаждения должны допускать легкий запуск мотора и работу его при температуре воздуха от $t = -40$ до $t = +40^\circ$.

Иногда в этом же разделе даются указания, во сколько времени и каким составом людей желательно в аэродромных условиях производить сборку и разборку самолета.

Даются пожелания в отношении съёмки мотора, особенно в случаях гидросамолетов, построенных по схеме биплана с мотором, расположенным между крыльями.

В требованиях указывается, что лодка должна иметь специальные узлы, за которые можно крепить тележку или специальные шасси, служащие для вывоза самолета из ангара, спуска на воду и подъема с воды.

Здесь приведены для примера только отдельные требования. Обычно же этот раздел бывает очень подробным и исчерпывающим.

В разделе г) даются требования мореходности.

Как уже указывалось раньше, мореходность гидросамолета определяется двумя факторами — высотой волны и скоростью ветра. Обычно гидросамолету ставятся следующие условия работы на море (например, для самолетов весом ~ 4000 кг):

1. Взлет с волны высотой $h=0,8$ м в штиль (в данном случае отсутствие ветра является условием, затрудняющим взлет).

2. Посадка на волну высотой $h=0,8$ м и при ветре $V=6-8$ м/сек.

3. Рулежка на сбавленном газе ($N_1=0,8 N$) на волне $h=0,8$ м при ветре $V=6-8$ м/сек.

4. Буксировка — при том же состоянии моря и погоды.

5. Стоянка на море и плавание на волне $h=0,8$ м, при шквальном ветре, доходящем до $V=10-12$ м/сек.

6. Лодка должна быть снабжена приспособлениями, обеспечивающими непотопляемость при пробитии днища.

7. Запас пловучести лодки должен быть не меньше 300% и т. д.

Проверка вычисления первых четырех пунктов может быть достигнута только опытным путем, так как трудно поддается расчету. Но конструктор, учитывая опыт эксплуатации, может придать лодке такие формы, которые будут способствовать выполнению этих требований. Посадка на волну $h=0,8$ м и взлет с такой волны требуют наличия довольно сильной килеватости лодки для смягчения посадочных ударов. При посадке плоскодонной лодки на волну $h=0,5$ м легко повреждается днище, а все детали претерпевают большие инерционные нагрузки.

Пункт 3 приводит к необходимости наличия водяного руля, потому что рулежка на неполном газе удастся далеко не всем самолетам.

Пункт 4 о буксировке требует очень тщательного подбора органов поперечной остойчивости (поплавки или жабры), так как если последние недостаточны по объему, может случиться, что при некоторых моментах (вход на волну при наличии шквала, при вираже, при некоторой неустойчивости хода и т. д.) гидросамолет может перевернуться.

Пункт 5 направлен тоже на выбор органов поперечной остойчивости. Вопросы непотопляемости решаются разными способами.

1. Первый способ состоит в том, что лодка глухими водонепроницаемыми переборками делится на ряд отсеков таким образом, что одновременное затопление двух смежных отсеков (особенно носовых или кормовых) дает еще достаточно удовлетворительный диферент (фиг. 53). Для сообщения между отсеками в переборках делаются водонепроницаемые двери, которые можно открывать и закрывать с обеих сторон.

2. Второй способ (английский) заключается в том, что лодка не имеет глухих переборок, доходящих до палубы, но зато все флоры шпангоутов стоят выше ватерлинии, так что при пробитии днища заполняется водой только маленький отсек между двумя соседними флорами, что существенного влияния на диферент оказать не может, — и поэтому соседние флоры водой не заливаются и лодка не тонет.

3. Третий способ — создание очень жесткого, прочного, почти непотопляемого днища (Savoia „S-62 bis“), что в соединении со вторым способом дает большую надежность.

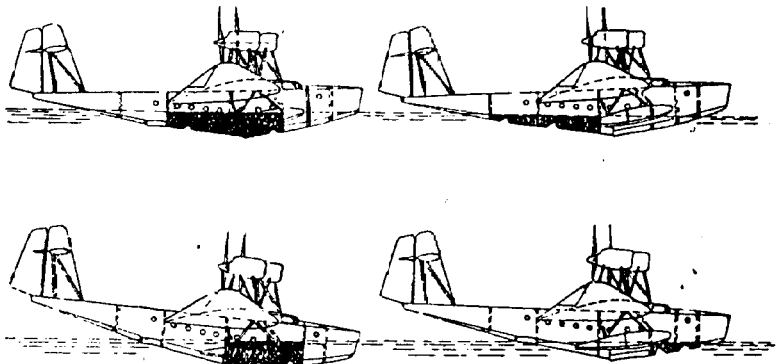
Указание на запас пловучести преследует ту же цель, т. е. возможность плавания с приемлемым диферентом при пробитии днища и затоплении отсеков.

Следующим за мореходностью обыкновенно является требование, в котором перечисляются оборудование (и вооружение), а также тре-

бования по обслуживанию этого оборудования, т. е. указания на место расположения, на подход к ним.

Затем обычно следует перечисление весов полезной нагрузки, распределение этих весов по местам, комбинации нагрузки и варианты перегрузки. Считается, что правильно спроектированный гидросамолет с достаточным запасом пловучести обязан свободно выносить перегрузку от 15 до 20% полетного веса. Это должно учитываться при проектировании и при протаске модели в канале. Правда, такая перегрузка идет за счет понижения летных данных и за счет небольшого понижения запаса прочности.

Таким образом конструктор, приступая к проектированию, должен проанализировать все эти разноречивые, иногда друг друга исключающие требования, и надо признать хорошим и удачным не тот самолет, который блестяще выполнит некоторые пункты за счет полного пре-



Фиг. 53. Rohrbach „Romar“ при затоплении различных отсеков.

небрежения остальными, а тот, который наиболее близко подойдет к охвату всех требований и даст хотя и компромиссные решения, но удовлетворяющие подавляющему большинству требований.

С другой стороны, эти же технические требования налагают на составителя их ряд обязательств, а именно: они должны быть реальными и выполнимыми. Для уязвки всех противоречивых требований необходимо сделать ряд просчетов многих существующих самолетов, чтобы при предъявлении требований не впасть в ошибку.

Должны быть уязваны все вопросы прочности, аэродинамики (по новым нормам прочности издания 1934 г. скорость и прочность тесно связаны) и материала. После предварительных просчетов технические условия уточняются, согласуются с заказчиком и конструктор приступает к изготовлению эскизного проекта самолета, т. е. к составлению общих видов, весовой компоновки, примерному аэродинамическому расчету, приближенному гидростатическому расчету, центровке, эскизной компоновке размещения оборудования и вооружения (см. главу об эскижном проекте самолета).

По утверждению эскизного проекта после внесения ряда измене-

ний, — если они требуются, — конструктор приступает к изготовлению макета самолета из дерева (фанеры) в натуру с точным размещением макетных (или настоящих) приборов и объектов вооружения.

На макете конструктор вносит ряд изменений и улучшений по сравнению с эскизным проектом, уточняются размеры, определяется удобство пользования и эксплуатации. После этого макет предъявляется заказчику для окончательной увязки всех технических условий и утверждения их на макете; затем конструктор приступает к изготовлению рабочего проекта и постройке машины.

ГЛАВА III

СОСТАВЛЕНИЕ ЭСКИЗНОГО ПРОЕКТА ГИДРОСАМОЛЕТА

1. СОСТАВЛЕНИЕ ЭСКИЗНОГО ПРОЕКТА

После изучения конструктором технических требований на самолет, начинается первый этап работы по проектированию — составление эскизного проекта.

Цель эскизного проекта — получение основных параметров проектируемого самолета и увязка их между собой, т. е. определение отрывных данных для окончательного рабочего проектирования.

Удельный вес эскизного проектирования в смысле затраты времени в общем балансе времени, идущего на проектирование самолета, сравнительно невелик. Но от тщательности проработки основных данных зависит все дальнейшее проектирование, конструирование деталей и постройка опытного экземпляра.

По принятому положению конструктор, прежде чем приступить к окончательному проектированию, обязан представить на утверждение эскизный проект самолета с пояснительной запиской, причем объем эскизного проекта строго регламентирован.

Эскизный проект складывается из следующих разделов:

1. Выбор схемы и весовая компоновка, т. е. определение веса полной нагрузки, веса конструкции и общего полетного веса самолета.
2. Определение рациональных размеров и профиля крыла.
3. Определение рациональных размеров всех остальных частей самолета.

4. Центровка самолета и размещение оборудования.

5. Составление теоретического чертежа пловучей части гидросамолета (лодка, поплавки и т. п.).

6. Гидростатический расчет 1-го приближения.

7. Аэродинамический расчет 1-го приближения.

8. Диаграммы обзора и обстрела (последние для военных самолетов).

9. Окончательный общий вид самолета в трех проекциях, обычно в масштабе $\frac{1}{20}$, $\frac{1}{25}$ или $\frac{1}{50}$ в зависимости от размера самолета.

10. Пояснительная записка, дающая разъяснения в отношении основных идей выбора схемы, выбор конструктивного материала для постройки, обоснования тех или иных конструктивных замыслов и замечаний по вопросам выполнения отдельных пунктов технических требований.

Эскизный проект является, кроме того, материалом для проверки, корректирования и уточнения технических требований.

При утверждении эскизного проекта заказчик может вносить изменения или дополнения в технические требования. После утверждения эскизного проекта изменения могут быть внесены лишь в случае каких-либо чрезвычайных обстоятельств, так как фаза окончательного проектирования не дает возможности просто и безболезненно менять принятое решение, а влечет за собой обычно ломку большого количества работы.

В дальнейшем изложении мы будем придерживаться примерно того же порядка, в каком обычно протекает эскизное проектирование.

2. ВЫБОР СХЕМЫ ГИДРОСАМОЛЕТА И ПОДБОР СТАТИСТИЧЕСКОГО МАТЕРИАЛА

Часто самое назначение гидросамолета подсказывает конструктору выгодность той или иной схемы (иногда схема просто указана в технических условиях).

Рассмотрим некоторые примеры. Пусть задано спроектировать скоростной гидросамолет. Это значит, что конструктор стремится все подчинить достижению максимальной скорости. Поэтому схема самолета должна быть такая, чтобы ничто не мешало достижению этого требования. Такой схемой, очевидно, будет моноплан, т. е. самолет с наименьшим числом отдельных агрегатов, интерференция которых может ухудшить качества машины.

Это не значит, что нельзя выбрать бипланную схему, — но все же из числа всех возможных решений поставленной задачи монопланная схема даст наиболее простое решение, гарантирующее успех.

Или возьмем корабельный самолет. Условия хранения на корабле ставят в первую очередь вопросы габарита самолета, а наименьшими габаритами будет обладать, как известно, бипланная схема. Поэтому большинство корабельных гидросамолетов построено именно по этой схеме. Требования создания маневренного самолета приводят преимущественно к бипланной схеме, в то время как вопросы мореходности в одинаковой мере могут быть решены как монопланной, так и бипланной схемами.

На выбор схемы также влияет в довольно сильной степени вопрос выбора того или иного материала, из которого будет построен гидросамолет. Металл почти не стесняет возможности конструктора, так как из металла можно создавать самолеты любой схемы и любого типа. Но дерево вызывает ряд ограничений. Деревянные самолеты небольшого тоннажа (2,0—4,0 т) получаются несколько проще и дешевле металлических и почти не ограничивают конструктора. Но за пределами 4,0 т дерево можно применять только почти исключительно в бипланных вариантах, потому что свободнонесущие монопланы получаются необычайно тяжелыми. Можно лишь как на весьма редкое исключение указать на некоторые деревянные гидросамолеты большого тоннажа, например Savoia „S-55“ весом 8—10 т, гидросамолет „Richard Penhölz“ 20 т. Последняя машина, впрочем, была на редкость неудачна и погибла при испытаниях.

Некоторые конструкторы (особенно за границей) сильно упрощают вопросы выбора схемы и сводят их к повторению одного и того же типа, являющегося стилем данной фирмы. Благодаря этому характерному стилю легко узнать по внешнему виду самолеты фирмы Short, Dornier, Rohrbach, Savoia Marchetti, CAMS, Sikorsky и т. д. В этих случаях вопрос проектирования нового самолета является как будто вопросом простого и механического изменения масштаба (см. К. Дорнье, „ТВФ“ за 1929, № 4 и 5). Такой подход имеет свои положительные и отрицательные стороны. К отрицательным надо отнести то, что подчинение данному стилю не всегда дает правильное решение. Что хорошо для маленького гидросамолета Dornier „Libelle“ — не всегда бывает хорошо для гиганта типа „Do-X“, — и наоборот.

Точно так же излюбленный тип Сикорского — короткая лодка, высокоподнятое крыло и хвост на „аут-трегер“¹, который он упорно повторял от самолета к самолету, доведен до абсурда в самолете „S-40“ (Golden Clipper), громадном четырехмоторном пассажирском корабле. В своих последних выпусках обе фирмы отошли от своего общего стиля. Фирма Dornier в 1932 г. дала новый маленький гидросамолет „Libelle“, 1932 г., который лишен характерных для Dornier жабр, а имеет обычные подкрыльные поплавки.

Sikorsky в своих последних машинах „S-42“ и „S-43“ тоже совершенно изменил схему. Это — также подкосные монопланы с высокоподнятыми крыльями, но имеющие лодку очень большого тоннажа, длинную, несущую на себе хвост.

Положительным обстоятельством в длительном и многостороннем развитии одной и той же схемы надо считать большое накопление опыта, дающего безошибочную уверенность в качестве работы, в летных характеристиках, очень быстрое освоение каждого нового самолета, использование большого числа стандартных конструкций и даже деталей, быстрый выпуск одного типа за другим (фирма Savoia уже имеет 80-й тип) и быстрое освоение в эксплуатации.

Изложенное выше позволяет сделать следующий вывод: одна схема еще не решает вопроса создания самолета, отвечающего всем поставленным требованиям. В Англии строят прекрасные истребители бипланной схемы, Франция от них не отстает, но дает самолеты-истребители почти исключительно монопланной схемы.

Отсюда следует, что удачный самолет — результат рационально выбранной схемы и размеров самолета. Чтобы определить рациональные размеры, можно пойти различными путями. Один путь — способ последовательного приближения. Задаваясь какими-либо размерами самолета на основании простых предварительных элементарных расчетов и соображений (например, определив площадь крыла по посадочной скорости), делают целый ряд приближенных аэродинамических расчетов, постепенно изменяя исходные предположки (варьируя, например, площадью). В результате принимают те предположки, которые наиболее удовлетворяют техническим условиям.

¹ „Аут-трегер“ — балка или балки, поддерживающие хвостовое оперение самолета в том случае, если фюзеляж или лодка укороченного типа.

Иногда, делая исследования для целого ряда площадей, меняя даже удлинение крыльев, находят наиболее удачную комбинацию. Но такой путь может оказаться очень длинным и дорогим, потому что многие расчеты не будут использованы впоследствии, представляя собой только варианты. Поэтому, приступая к проекту, желательно задаться начальными исходными размерами самолета, так, чтобы они были наивозможно близкими к тем, которые дадут наиболее полное и правильное решение.

Самый простой и верный путь — изучение данных построенных уже и испытанных самолетов, данных, собранных статистикой.

Если рассматривать данные разных случайных самолетов, то обнаружится необычайная пестрота всех характеристик, несмотря на имеющееся внешнее сходство.

Но стоит только систематизировать все самолеты по группам, по признакам общности назначений, как сейчас же эта разница становится настолько относительно малой, что становится возможным вести полное сравнение этих самолетов.

В качестве примера можно взять группу гидросамолетов, так называемых „базовых или ближних разведчиков“. Это очень яркий и определенный тип с очень ясным назначением и функциями. Одинаковое назначение базового разведчика во всем мире приводит к почти стандартным размерам этих самолетов с очень незначительными отклонениями от средних величин.

В группу базовых разведчиков, построенных наиболее известными фирмами, войдут: Savoia „S-62 bis“, CAMS-80 Supermarine „Seagull Mark-V“, SECM-110, Rohrbach „Robbe“, Lioré et Olivier „H-231—2“, CAMS-36.

Вес этих машин колеблется в пределах 3000 — 4000 кг, мощность 600—800 л. с., полезная нагрузка — 900 — 1200 кг. Данные, как видно, мало разнятся. Вооружение у них почти одинаковое, число экипажа одинаковое, да и схемы выполнены почти одинаково. Половина этих самолетов выполнена либо по схеме чисто классического биплана (Savoia „S-62 bis“, Supermarine, CAMS-36), либо по схеме, близкой к схеме „Порбача“, — моноплан с мотором над крылом SECM-110, Rohrbach, „Robbe“, Lioré-Olivier „H-23“ и т. д. Летные характеристики этих самолетов разнятся не так уже сильно.

Поэтому, приступая к проектированию базового разведчика, весьма полезно собрать статистический материал по этим самолетам, тщательно его изучить, проанализировать влияние всех факторов на летные характеристики и результаты этого анализа положить в основу проектирования нового самолета. Использовать критически опыт уже исполненных и проверенных работ — значит ускорить работу, устранить ряд вариантных подсчетов и иметь большую уверенность в правильности выбранных параметров.

Какие же данные, характеризующие самолет, подлежат рассмотрению? Вообще говоря, чем больше данных рассмотрено, тем лучше. Но так как размеры самолета зависят, главным образом, от крыла, то естественно, что сравнение должно идти именно по этому направлению. Обязательно собираются данные по весам, по площади крыльев, по мощности моторов, удельной нагрузке крыла и мощности, по линейным

размерам самолета — одним словом, собираются те характерные данные, которые мы встречаем в текущей авиационной литературе¹.

К этим данным относятся:

число и название моторов

G кг — вес в полете

G_u кг — вес полезной нагрузки

$\frac{G_u}{G}$ — весовая отдача

N — мощность мотора

L м — длина самолета

R м — размах

H м — высота самолета

S м² — площадь крыльев

λ — удлинение крыла

$p = \frac{G}{S}$ — удельная нагрузка крыла

$q = \frac{G}{N}$ — удельная нагрузка мощности

$S_{оп}$ м² — площадь оперения

$l = \frac{l'}{t_{ер}}$ — плечо оперения

V_{max} — максимальная скорость

$V_{пос}$ — посадочная скорость

$V_{крейс}$ — крейсерская скорость

$H_{пр}$ — потолок практический

t_h — время подъема на высоту

D — дальность полета

t_{max} — число часов полета

$\left. \begin{array}{l} \frac{\eta}{C_H} \\ \frac{\eta}{\varepsilon} \\ \frac{\eta}{\lambda} \end{array} \right\} \text{числа Эверлинга}^2$

Приведенных данных достаточно, чтобы проследить связь между параметрами самолетов и его летными характеристиками. Некоторую помощь в этом оказывают числа Эверлинга.

Чисел Эверлинга три: скорости, дальности и высоты. Эти числа дают три самых существенных характеристики самолета.

Числа Эверлинга интересны тем, что дают возможность сравнивать самолеты, у которых нет внешних сходственных черт, позволяющих сделать суждение по каким-либо общим параметрам, так как числа от схемы не зависят. И метод сравнения очень прост: чем больше число Эверлинга для данной конструкции, тем лучше самолет.

¹ Г. А. Лебедев, Данные современных самолетов, изд. ЦАГИ, «Технические заметки» № 26 за 1932 г. и № 33 за 1933 г. П. М. Крейсон, Самолеты за 20 лет, изд. ОНТИ, 1935. Landg dorf, Fortschritten der Luftfahrt — за все годы.

² См. журн. „ZFM“ № 10 за 1926 г.

1. Число скорости. Число скорости Эверлинга выражается следующим образом:

$$\frac{\eta}{C_w} = \frac{\eta}{2C_x} = \frac{V^3}{7000} \cdot \rho \cdot \frac{S}{N},$$

где η — к. п. д. винта;
 $C_w = 2C_x$ — коэффициент лобового сопротивления;
 V — скорость (max) в км/час;
 ρ — плотность воздуха;
 S — площадь крыльев в м²;
 N — номинальная мощность мотора в л. с.

Таким образом формула для земли переписывается так:

$$\frac{\eta}{C_w} = \frac{\eta}{2C_x} = \frac{V^3}{56\,000} \cdot \frac{S}{N}.$$

По подсчетам Эверлинга (1926 г.) при самых лучших соотношениях всех величин максимальное значение этого выражения не может превышать

$$\frac{\eta}{C_w} \leq 40.$$

Для нормальных самолетов

$$\frac{\eta}{C_w} \approx 25-30.$$

В течение ряда лет это было справедливым. Лучшие самолеты („Lockheed“, „Douglas“, „Boeing“, „Consolidated“, „Northrop“ и др.) давали максимальное значение числа скорости:

$$\frac{\eta}{C_w} \approx 30-35.$$

Но в 1932—1933 гг. появились знаменитые самолеты Heinkel «HE-70A» и американский самолет «V-1». У первого число скорости оказалось 48,8, а у второго — 41,4. Формула как будто таит в себе какие-то недостатки и не может служить незаменимым критерием оценки самолетов.

Все дело, вероятно, заключается в том, что Эверлинг при подсчете предельного значения числа скорости принял несколько преуменьшенные значения коэффициентов, само же число во всяком случае может быть использовано в качестве сравнительной оценки характеристики скорости.

2. Число дальности. Число дальности имеет несколько выражений:

$$\frac{\tau}{\epsilon} = \eta \cdot \frac{C_y}{C_x} = \left(\frac{V}{270} \cdot \frac{G}{N} \right) = \left(\frac{1}{270} \cdot \frac{G}{N} \cdot \frac{D}{t} \right) = \left(\frac{b}{270} \cdot \frac{G}{B} \cdot D \right),$$

где η — к.п.д. винта;

$\epsilon = \frac{1}{k} = \frac{C_w}{C_u} = \frac{C_x}{C_y}$ — коэффициент планирования, равный величине, обратной качеству самолета;

3. В вес конструкции самолета, или в собственный вес самолета, входит вес пустого самолета с винтомоторной группой, но без несъемных деталей оборудования, без приборов, воды в радиаторах и системе, масла в картере и трубопроводах, бензина в карбюраторе и системе, без огнетушителя и его системы и т. п.

4. Вес планера составляется из веса конструкции без веса винтомоторной группы: а) веса коробки крыльев, б) веса лодки с внутренним оборудованием и проводкой, в) веса поплавков поперечной остойчивости, г) веса шасси (если таковое имеется), д) хвостового оперения.

5. Вес винтомоторной группы. Советский стандарт АСТ-39-СО предусматривает разбивку по группам, указанную в табл. 2 на стр. 61.

Графа ISA вмещает в себе обозначения, принятые Международным стандартным обществом (International Standard Association).

Каждая группа складывается из следующих весовых компонентов:

I. Конструкция — крылья, фюзеляж (лодка), оперение, посадочные устройства, мотоустановки и управление.

II. Общие устройства — все устройства, необходимые при совершении полета, а также приспособления для крепления оборудования и снаряжения, тесно связанные с конструкцией самолета.

III. Силовая установка — двигатели, винты, арматура и детали управления и запуска (кроме баков и арматуры).

IV. Баки — бензиновые баки, масляные баки, система питания смазки, приборы для быстрого опоражнивания (vite-vide) и сбрасывания.

V. Оборудование — приборы и устройства, необходимые для эксплуатации самолета.

VI. Вооружение — оружие, его установки и связанные с ним устройства.

VIII. Экипаж — люди, обслуживающие самолет в полете.

IX. Полезная нагрузка или боеприпасы — пассажиры, багаж, почта и другие грузы в гражданских самолетах; бомбы, пулеметы, ленты, магазины с патронами, снаряды, мины и т. п. — в военных.

Таблица 3

Классификация весов самолетов
(Немецкий стандарт DIN-L-22)

№ по пор.	Группы ISA	Классификация			
1	D	Конструкция	Вес пустого G_1	Вес с оборудованием G_r	Полетный вес, G
2	B и C	Силовая установка			
3	E	Постоянное оборудование			
4	G и H	Дополнительное оборудование	Общая нагрузка, G_g	Нагрузка G_z	
5	F	Горючее и смазка			
6	I	Экипаж			
7	J	Полезная нагрузка			

Немецкая система классификации нагрузок приведена в немецком стандарте DIN-L-22.

Как видно из сравнения стандартов АСТ-39-СО и DIN-L-22, они очень мало разнятся между собой. В обоих случаях вес пустого состоит из $(D + E + B + C)$, а общая (полная) нагрузка — из $(G + H + F + I + J)$. Ниже приводим ту же немецкую систему классификации, только более широко и подробно развернутую.

Табл. 4 вносит полную ясность в вопрос о нагрузках. Таким распределением весов и будем пользоваться в дальнейшем.

6. Полезная весовая отдача самолета

Одним из важнейших факторов, характеризующих самолет, является его полезная отдача.

Под полезной весовой отдачей самолета разумеется отношение веса полной нагрузки к полному полетному весу самолета, выраженное в процентах. Таким образом, обозначая через K коэффициент полезной нагрузки, имеем:

$$K = \frac{G_z}{G} = \left[\frac{(G + H + F + I + J)}{(B + C + D + E + G + H + F + I + J)} \text{ по ISA} \right].$$

В зависимости от типа данного самолета весовая отдача колеблется в довольно широких пределах — 19—52%, достигая в рекордных машинах еще больших значений (например рекордный самолет для достижения дальности „Devoitine-33“ имел отдачу ~66%).

Весовая отдача зависит от очень многих факторов. Наиболее сильное влияние на величину отдачи оказывает запас прочности, предписываемый данному типу или классу машин нормами прочности, или, иными словами, величины перегрузок в разных случаях полета (A, B, C, D и т. д.).

Этим и объясняется, что истребители, имеющие наибольшие перегрузки (доходят в случае A до 18), обладают иногда очень маленькой весовой отдачей. Поэтому статистика приводит примеры, когда весовая отдача истребителей доходит до 19%. По мере увеличения размеров самолета, а вместе с этим и его веса, перегрузки в различных случаях полета уменьшаются, доходя в случае A до 4.

Совершенно естественно уменьшается и вес конструкции, а весовая отдача растет, доходя, например, до 50% („Do-X“).

Другим фактором, влияющим на величину отдачи, является материал, из которого построен самолет. Применяя высококачественную сталь, лучшие сорта дюралья (супердюраль, сплав ВВ и т. п.), можно значительно выиграть в весе конструкции, не уменьшив ее прочности. Коэффициент полезной весовой отдачи является критерием для оценки качества и совершенства данной машины. Вот почему, готовясь к проектированию нового самолета и анализируя уже существующие образцы, прежде всего необходимо учитывать этот коэффициент. Для данного класса или типа машины он меняется не в широких пределах и позволяет определить средние цифры.

Подразделение весов самолета по DIN

Подразделение весов самолета по ВЛ										
1. Полетный вес G										
2. Вес пустого G_e			3. Полная нагрузка G_g							
2. Вес пустого G_e			4. Эксплуатационная нагрузка						5. Полезная нагрузка	
6. Вес конструкции $D + B + C$		7. Постоян- ное обо- рудова- ние E	8. Дополнительное обо- рудование $G + H$		9. Экипаж I	10. Расходная нагрузка F			5. Полезная нагрузка J	
11. Вес пла- нера D	12. Силовая установ- ка $B + C$	7. Постоян- ное обо- рудова- ние E	13. Непод- вижное обору- дование	14. Подвиж- ное обо- рудова- ние	9. Экипаж I	15. Горю- чее	16. Смазоч- ное	17. Прочие расхо- дуемые веще- ства	5. Полезная нагрузка J	
18. Вес снаряженного самолета G_r					19. Допрузка G_z					
20. Вес готового к отлету самолета					21. Свободная нагрузка					

Примечание. Обведенное жирной чертой — неизменные веса.

Статистика за сравнительно долгие годы дает следующие средние значения весовой отдачи гидросамолетов по различным классам и типам машин (в %):

легкие гидросамолеты (спортивные)	30—32
гидросамолеты типа ближних разведчиков) (3—5 м)	30—35
дальние разведчики (7—8 м)	35—38 (40)
крупные гидросамолеты (10—50 м)	30—50

Малые значения коэффициента отдачи у легких гидросамолетов нужно отнести не только за счет высоких перегрузок (тем более, что у спортивных машин они не так высоки), а за счет того, что многие детали благодаря небольшим размерам выбираются из чисто конструктивных соображений, и часто их сечения назначаются не из соображений прочности, а из соображений удобства производства. Тонкая деревянная планочка, достаточно прочная по расчету, сознательно утолщается, чтобы она не раскололась под гвоздем и т. д. С другой стороны, пусковое магнето, необходимое для запуска мотора, одно и то же для маленькой машины и для большой, но для маленькой машины оно имеет относительно большой вес, утяжеляющий конструкцию. А так как таких деталей много, то общий коэффициент весовой отдачи падает для малых самолетов.

При проектировании нового самолета обычно задаются весовой отдачей. Основанием служит анализ соответствующих цифр по статистике аналогичных гидросамолетов, учет весовых и механических свойств материала, а также конструктивные особенности данного гидросамолета (например амфибийность).

в. Определение необходимого количества горючего и смазочного

Обычно в технических условиях задается либо максимальное время нахождения самолета в воздухе без спуска, либо максимальная дальность при полном выгорании горючего.

Вес горючего является одним из компонентов полной нагрузки и основным фактором для определения дальности. Установить его можно лишь с большей или меньшей степенью приближения, так как точных методов определения количества горючего нет, а существующие формулы носят часто эмпирический характер.

Кроме того, формулы для определения дальности (например формулы Ветчинкина — см. „Динамика полета“, Труды ЦАГИ, формулы Бреге, Дили и др.) заключают в своем составе такие значения, которых конструктор еще не имеет в своем распоряжении в начале проектирования (например, полный полетный вес, количество горючего и т. д.), и являются лишь средством для проверки дальности, полученной в эскизном проекте. Поэтому в данном случае необходимы методы хотя бы приближенные, но зависящие только от некоторых имеющихся в наличии величин.

Приведем несколько способов определения количества горючего по заданной дальности или времени полета. Наибольшая дальность может быть достигнута в полете при наимыгоднейшей скорости. Так как эта скорость (точно еще не известная) близка к крейсерской скорости,

а последняя составляет от максимальной скорости приблизительно 80%, то на основе этого применяют следующий расчет:

$$V_{кр} \approx 0,8 V_{max} \text{ км/час.}$$

Если время полета в часах не задано, оно определяется по заданной дальности:

$$t = \frac{D}{V_{кр}},$$

где D — дальность в км,
 t — время в часах.

Остается определить расчетную мощность для определения дальности. Из ряда аэродинамических расчетов известно, что при крейсерской скорости расчетная мощность составляет:

$$N_{расч} = (0,6 - 0,8) N,$$

где N — нормальная мощность.

Из гарантийной характеристики мотора, по кривой расхода горючего определяем коэффициент C , равный расходу горючего на 1 л. с. в час для $N_{расч}$. Отсюда необходимое количество горючего:

$$G_{гор} = C \cdot N_{расч} \cdot t.$$

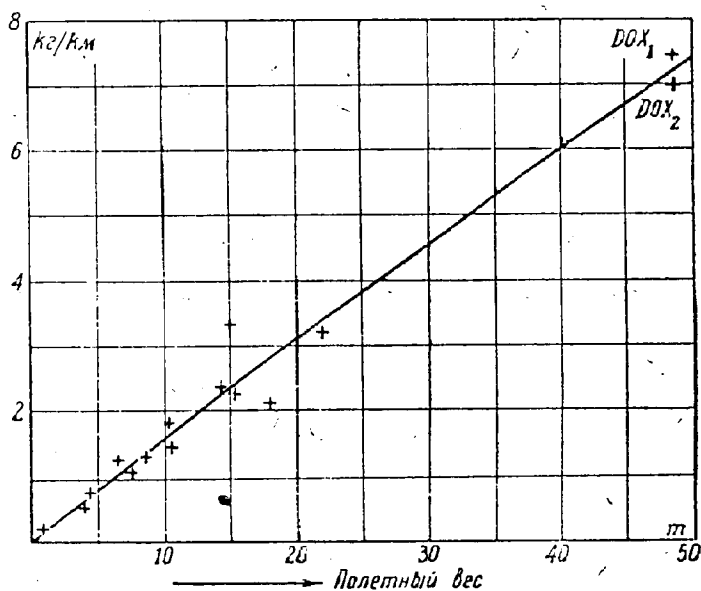
Количество масла определяется либо также по кривой расхода, либо берется 10% от количества горючего. В обоих случаях количество масла обычно увеличивается на 20—40% против необходимого, потому что даже при полном выгорании горючего мотор должен быть обеспечен маслом во избежание „пережога“ мотора. Приведенный способ определения количества горючего довольно несовершенен, так как он основан на большом количестве допущений и приближений и рекомендуется лишь как грубая прикидка.

Существует еще много приближенных эмпирических формул, полученных в результате обработки данных практики. Эти формулы дают настолько разноречивые результаты, что пользоваться ими не рекомендуется.

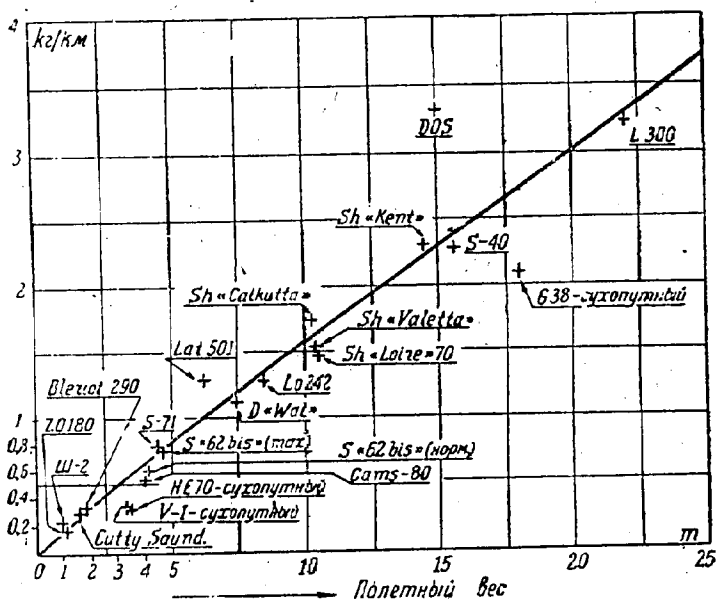
Однако можно рекомендовать сравнительно более совершенный способ оценки количества горючего. Достоинство его заключается в том, что он может постоянно корректироваться по данным практики.

При испытаниях самолетов практически устанавливают наибольшую дальность и количество горючего, израсходованного при этом. Путем деления общего количества горючего на достигнутую дальность определяют средний расход его на 1 км пути. Если по таким данным для целого ряда гидросамолетов разного тоннажа построить график, у которого по оси абсцисс отложить тоннаж гидросамолета, а по оси ординат — средний расход горючего, то им можно пользоваться с достаточной степенью точности.

Такая кривая для гидросамолетов, построенная на основании статистических данных, взятых из текущей литературы и из справочников, изображена на фиг. 54. Она охватывает весь диапазон весов современных гидросамолетов от легкой амфибии „Ш-2“ (советского конструктора



Фиг. 54. Кривая расхода горючего.



Фиг. 55. Кривая расхода горючего для гидросамолетов тоннажем до 25 000 кг.

Шаврова) весом в 937 кг до гидросамолета гиганта „Do-X“ Dornier весом в 48,5 т.

Так как совершенно изолированное положение гидросамолета „Do-X“ сильно уменьшило масштаб кривой, то на фиг. 55, для удобства пользования, повторена в более крупном масштабе наиболее жизненная ее часть — от 0 до 25 000 кг.

На этой же фигуре нанесены несколько точек для сухопутных самолетов („V-1“, Heinkel „He-70A“, Junkers „G-38“). Положение их показывает, что кривая для сухопутных машин должна пройти значительно ниже, т. е. что морские самолеты расходуют топлива на 1 км пути значительно больше, чем сухопутные.

Таким образом, имея из первоначальных прикидок или же на основании изучения аналогичных машин диапазон весов проектируемого самолета, по кривой расхода горючего определяется для него количество горючего на 1 км пути. Умножая этот расход на заданную дальность, получают искомое количество горючего (в кг):

$$G_{\text{гор}} = b \cdot D,$$

где $G_{\text{гор}}$ — вес горючего в кг,

b — расход на 1 км пути,

D — дальность в км.

В приведенных кривых дано полное количество бензина вместе с маслом. Из этого количества необходимо определить, какую часть составляет бензин и какую масло. Это производится на основании соображений, приведенных выше (10% от расхода бензина плюс 20—40% от определенного в запас).

После установления веса горючего и масла переходят к составлению баланса полной нагрузки самолета.

г. Определение веса полной нагрузки

Полная нагрузка по номенклатуре DIN состоит из:

а) расходной нагрузки (горючее и смазочное),

б) полезной нагрузки,

в) экипажа,

г) оборудования и вооружения.

а) Расходная нагрузка, т. е. необходимое количество горючего и смазочного, определяется одним из способов, указанных выше.

б) Полезная нагрузка обычно точно задается техническими условиями. В полезную нагрузку входят пассажиры, их багаж, почта или другой груз для пассажирских и транспортных самолетов. Для военных же самолетов полезная нагрузка представляет собой сбрасываемый груз, т. е. бомбы, патроны, снаряды и О. В. (отравляющие вещества и дымовая завеса).

Полный перечень всех этих предметов с точным указанием их весов и желательных мест расположения обычно дается в технических условиях.

в) Экипаж состоит из пилота (или пилотов на большом самолете), радиста, штурмана, бортмеханика (или бортмехаников), стрелков и лиц, несущих службы специальных назначений (летчик-наблюдатель, фото-съемщик и т. д.).

Количество экипажа определяется назначением и размерами самолета. В небольших самолетах (например типа ближнего разведчика) экипаж несет комбинированную службу. Летчик-наблюдатель является и радистом, и стрелком, и фотографом. Стрелок может быть, помимо всего, и радистом и бортмехаником. Сложность обслуживания большого гидросамолета приводит к большому количеству экипажа. На гидросамолете-гиганте „Do-X“ даже специальный инженер заведует силовой установкой, помимо бортмехаников.

В зависимости от целей, преследуемых заданием, состав экипажа, желательное его размещение на самолете исчерпывающе указаны в технических условиях. Если нет специальных оговорок, то вес каждого человека из состава экипажа (так же как и пассажира) принимается по стандарту равным 80,0 кг, а с парашютом — 89,0 кг. Такой высокий вес принят, очевидно, из-за возможности полета в тяжелом зимнем одеянии. В особых случаях вес и размеры пилота и экипажа ограничиваются (например для гоночных гидросамолетов, самолетов для подводных лодок и т. п.).

г) Оборудование и вооружение состоит из специальных приборов, как то: фотоаппараты с проводами, радио (приемно-передаточная станция) с полным оборудованием, установки для дымовой завесы, морское оборудование, оружие (пулеметы, пушки, бомбодержатели, сбрасыватели) и пр. Число их, вес, габаритные размеры, желательные места установки и необходимые свободные пространства для обслуживания должны быть точно указаны в технических условиях.

Таким образом из всего состава полной нагрузки только количество горючего и смазочного определяется расчетом, — все остальные данные точно задаются.

д. Определение полного полетного веса :

Пользуясь рядом значений K — коэффициента полезной отдачи гидросамолетов, необходимо задаться таким, который бы можно было реально получить в проектируемом самолете. Удачный выбор этого коэффициента в сильной степени зависит от умелого использования предыдущего опыта и данных статистики.

Выбрав значение коэффициента K , наиболее подходящее для нашего случая, определяем полный полетный вес гидросамолета по формуле:

$$G_{\text{пол}} = \frac{G_{\text{полн. нагр.}}}{K}$$

Отсюда вес пустого самолета получится как разность между полным полетным весом и весом полной нагрузки:

$$G_{\text{п}} = G_{\text{пол}} - G_{\text{полн. нагр.}}$$

Далее приступаем к распределению этого веса по отдельным агрегатам. Это распределение, ограниченное лимитом $G_{\text{п}}$, дает возможность убедиться, можно ли уложиться в полученный вес и правильно ли выбран коэффициент полезной отдачи K .

Вес пустого самолета по номенклатуре DIN складывается из весов: I) конструкции планера, II) силовой установки, III) общих устройств или постоянного оборудования.

I. Вес конструкции планера. Вес планера складывается из весов: 1) крыла, 2) оперения, 3) лодки (или фюзеляжа), 4) подкрыльных поплавков (или поплавков и шасси поплавкового самолета).

II. Вес силовой установки или, иначе, винтомоторной группы (в.м.г.)¹ складывается из весов:

1) двигателей, 2) винтов и втулок, 3) моторных рам, 4) системы охлаждения, 5) системы питания, 6) системы смазки, 7) системы управления мотором, 8) системы капотов, 9) системы моторных приборов, 10) системы вспомогательных устройств.

III. Вес общих устройств или постоянного оборудования. Под общими устройствами (или постоянным оборудованием) подразумеваются:

1. Все приборы, необходимые для полета (счетчики оборотов, манометры и т. п.), которые включаются в вес конструкции.

2. Все приспособления для крепления оборудования и вооружения, тесно связанные с конструкцией самолета (калабашки, кронштейны для крепления радио, фото и т. п.).

3. Органы управления самолетом (педаль, штурвал или ручка, проводка, ролики и т. п.).

4. Меблировка (сиденья пилота, пассажиров, окна, двери, иллюминаторы, сетки для багажа и т. п.).

5. Электропроводка.

Иногда веса общих устройств не выделяются в отдельную группу, а учитываются непосредственно в весе самой лодки. В этом случае указывается, что вес лодки приведен с оборудованием и управлением.

Анализом весов указанных трех групп, а потом отдельных весов в группах и надлежит заняться. Путь к этому анализу один: найти из данных практики процентные соотношения весов групп по отношению к весу пустого самолета, а также оценить весовое значение каждой более или менее крупной детали в процентах от веса той группы, к которой она относится. Это даст возможность легко расчленить вес самолета на части и оценить, правильно ли спроектирована деталь. Но для этого необходимо проработать очень много весовых материалов, отличающихся крайней пестротой и разнообразием.

Кроме того, имеются затруднения в сборе самого материала. Конструкторские бюро опытных заводов как у нас, так и за границей строго ведут весовые журналы, куда заносятся веса всех деталей новых самолетов, но все эти весовые журналы зарубежных фирм не выходят за стены завода из-за секретности военных машин и из-за боязни конуренции.

Работ в области статистики весов и их анализа очень немногo. Они носят чисто конструктивный характер, касаясь иногда только каких-нибудь отдельных агрегатов. Планомерных же исследований с полным охватом всего самолета почти совсем нет. Имеющиеся же работы отличаются различной трактовкой одних и тех же вопросов, потому что еще не создана единая система номенклатуры агрегатов и частей самолета с точной разбивкой их на группы. Это видно хотя бы из того,

¹ В дальнейшем для сокращения под „в.м.г.“ будем подразумевать полный комплект винтомоторной группы.

что во всех странах существуют свои стандарты разбивки весов, все же отличные друг от друга.

Обычно все исследователи делают детали самолета на три основные группы. Первая группа деталей и агрегатов, на вес которых конструктор самолета влиять не может. Сюда нужно отнести детали и предметы стандартные, часто являющиеся продуктами производства других предприятий. К ним относятся: моторы, винты, втулки, колеса, приборы и т. п. Вес этих частей составляет примерно около 35—40% веса пустого гидросамолета.

Вторая группа деталей и агрегатов, на вес которых конструктор может влиять частично. Это — баки для горючего и масла, меблировка самолета, окна, иллюминаторы, обшивка и т. д. Вес их достигает 15—20% веса пустого самолета.

Третья группа деталей и агрегатов, на вес которых конструктор имеет полное влияние. Это — конструкция лодки или фюзеляжа, крыльев, оперения и т. п. Суммарный вес этих частей гидросамолета составляет 40—50% от веса пустого самолета. Это — единственная область, где конструктор может показать свое искусство и опытность. И все же 10% экономии в весе этой группы, экономии, которая может быть получена только путем колоссальной борьбы и сосредоточенного внимания, приведут только к 4—5% экономии веса пустого самолета. Отсюда ясно, как важно хорошо проанализировать эти веса и найти возможности к их уменьшению.

Подобных весовых анализов, более или менее глубоких, в литературе опубликовано немного¹.

Ниже приведены выдержки из работы Дорнье (табл. 5, 6, 7⁸ и 9), показывающие рост весов как отдельных деталей, так и целых крупных агрегатов семейства машин Dornier, начиная с маленькой „Libelle-1922“ и кончая гигантом Do-X (1929).

Таблицы эти ценны тем, что здесь рассмотрены однотипные самолеты, различающиеся между собой только весом; все же остальные формы аналогичны (самолеты имеют одну центральную лодку с жабрами, монопланное крыло, поднятое над лодкой и подпертое подкосами, и т. д.). Это дает возможность рельефно выявить особенности весовых соотношений.

В табл. 5 вкрались некоторые неточности, а именно: вертикальные столбцы не дают в сумме точно 100,0%. Это несколько не обесценивает значения всей таблицы, так как произошло, повидимому, от того, что все цифры были несколько округлены или же были выпущены веса некоторых маловажных агрегатов.

Затем дальше, в табл. 10—16 приводятся весовые соотношения для целого ряда разнотипных американских самолетов, взятые из американской книги Worner & Johnston „Aircraft & Handbook“.

¹ Дорнье К., Заметки о путях развития одного семейства летающих лодок.

Крейсон П. М., О весовых характеристиках самолетов и определении веса их конструкции, ТВФ № 3, 1932.

Крейсон П. М., Весовые характеристики самолетов, изд. МАИ, 1935. Worner & Johnston „Aircraft Handbook, Анализ весовых соотношений деталей самолетов, 1932.

Таблица 5

Весовые соотношения семейства гидросамолетов Dornier

Наименование	Вес деталей в процентах от веса пустого самолета					Примечание
	A	B	C	D	E	
Вес конструкции						
Крылья с подкосом . . .	21,4	30,1	22,5	26,0	30,0	Индексами на- званы следующие самолеты: A — Dornier „Li- belle“ B — Do-E C — Dornier „Wal“ D — Dornier „Su- perwal“ E — Do-X
Хвостовые оперения . . .	2,25	3,9	4,25	3,1	2,9	
Управление	5,70	2,8	2,1	2,5	1,3	
Лодка	22,0	24,0	30,0	27,5	30,0	
Моторная gondola . . .	3,4	2,7	6,0	4,5	4,3	
Окраска	1,96	2,3	2,4	1,9	1,4	
Вес винтомотор- ной группы	56,71	65,80	67,25	65,50	69,90	
Моторы	29,0	19,4	19,8	21,5	10,0	
Выхлопные трубы . . .	0,375	0,25	0,192	0,177	0,157	
Пропеллеры со втулкой	2,57	2,1	2,95	3,25	2,90	
Управление мотором . .	0,2	0,375	0,52	0,88	1,40	
Бензиновая система . .	3,3	4,0	3,9	4,35	3,70	
Масляная система . . .	1,6	1,75	1,48	1,30	1,1	
Бензин и масло в труб- ках	1,0	0,58	0,59	0,54	0,48	
Общее устрой- ство или постоян- ное оборудова- ние	38,045	28,45	29,43	31,99	28,777	
Контроль за работой моторов	1,06	0,7	0,17	0,56	0,52	
Контроль за самолетом в полете	0,69	0,32	0,17	0,083	0,028	
Навигационное оборудо- вание	0,315	0,092	0,047	0,022	0,0064	
Общее оборудование самолета	0,196	0,2	0,204	0,112	0,122	
Моторный инструмент .	1,02	0,7	0,96	0,62	0,785	
Морское оборудование	3,32	2,35	1,75	1,54	1,01	
Вес пустого самолета .	6,60	4,36	3,6	3,0	2,47	
Вес полного в полете .	510,4	1798,2	3389,2	7368,7	24942,2	
K — весовая отдача, %	670	2860	6030	14100	51500	
	24	34	44	48	51,5	

Таблица 6

Весовые соотношения семейства гидросамолетов Dornier

Весовые соотношения элементов конструкции гидросамолета													
Т и п		А		В		С		D		E			
		кг	% веса	кг	% веса	кг	% веса	кг	% веса	кг	% веса		
Крылья с подкосами . . . Хвостовое оперение . . . Управление . . . Лодка . . . Моторные gondолы . . . Окраска . . .	Вес конструкции	108,2	38,3	535,1	46,40	767,5	33,70	1898,9	39,50	7475,8	43,50		
		11,4	4,03	67,5	5,84	142,7	6,26	226,5	4,71	728,7	4,22		
		28,9	10,22	49,0	4,25	70,0	3,08	182,5	3,80	322,5	1,86		
		106,7	37,75	416,0	36,03	1006,6	41,40	2023,3	42,20	7235,3	42,14		
		17,5	6,18	46,5	4,02	205,0	9,04	329,6	6,86	1072,7	6,24		
		10,0	3,52	40,0	3,46	80,0	3,22	140,0	2,92	350,0	2,04		
		282,7	100	1154,1	100	2271,8	100	4800,8	100	17 185,0	100		
		Моторы . . . Выхлопные патрубки . . . Пропеллеры с втулками . . . Управление моторами . . . Бензиновая система . . . Масляная система . . . Бензин и масло в трубопроводах . . .	Вес винтомоторной группы	148,0	76,75,25	335,0	68,23	670,0	67,30	1577,0	67,10	4721,0	66,15
				1,9	0,98	3,5	0,71	6,5	0,65	13,0	0,55	39,0	0,55
				13,1	6,75	36,0	7,34	100,0	10,05	239,6	10,18	720,0	10,01
1,0	0,52			6,5	1,32	17,5	1,76	65,2	2,77	350,0	4,90		
16,9	8,71			69,8	14,20	131,6	13,22	320,4	13,64	919,0	12,86		
8,2	4,22			30,3	6,16	49,9	5,01	95,6	4,06	274,5	3,85		
5,0	2,57			10,0	2,04	20,0	2,01	40,0	1,70	120,0	1,68		
194,1	100			491,1	100	995,5	100	2350,8	100	7143,5	100		
Контроль за работой моторов . . . Контроль за самолетом в полете . . . Навигационн. оборудование . . . Общее оборудование самолета . . . Моторный инструмент . . . Моторное оборудование . . .	Необходимое оборудование			5,4	16,07	12,2	13,12	16,0	13,13	41,0	18,90	130,0	21,18
				3,5	10,42	5,6	6,09	5,7	4,66	6,5	2,99	6,9	1,12
		1,6	4,76	1,6	1,71	1,6	1,32	1,6	0,73	1,6	0,25		
		1,0	2,98	3,6	3,83	6,9	5,66	8,3	3,85	30,4	4,96		
		5,2	15,48	29,3	31,51	32,5	26,66	45,8	21,08	194,8	31,74		
16,9	50,29	40,7	43,74	59,2	48,57	113,9	52,45	250,0	40,74				
		33,6	100	93,0	100	121,9	100	217,1	100	613,7	100		
Общий вес		510,4	—	1738,2	—	3389,2	—	7368,7	—	24 942,2	—		

Весовые соотношения семейства гидросамолетов Dornier

	Лодка без штуммелей (жабр)					Штуммели (жабры)					Лодка со штуммелями (жабрами)				
Шпангоуты {	вес, кг	16,46	97,91	261,62	621,73	2298,6	5,00	34,60	85,2	131,55	665,5	31,46	132,51	349,84	753,28
	% веса	32,70	32,30	32,00	39,23	38,8	19,40	30,70	47,3	34,40	50,3	29,50	31,97	34,70	38,30
Продоль- ный набор {	вес, кг	—	—	—	89,43	731,5	—	—	—	—	157,5	—	—	—	89,43
	% веса	—	—	—	5,64	12,5	—	—	—	—	11,8	—	—	—	4,50
Обшивка {	вес, кг	53,55	194,00	538,00	831,17	2829,7	20,16	74,216	90,0	242,356	482,0	73,71	268,216	628,0	1073,526
	% веса	66,20	64,00	65,15	52,40	47,8	78,12	66,00	49,8	63,60	36,4	69,10	64,50	62,44	54,60
Прочее {	вес, кг	0,90	11,40	23,57	43,375	52,5	0,64	3,68	5,2	7,74	18,0	1,54	15,08	28,77	51,475
	% веса	1,10	3,70	2,85	2,73	0,9	2,48	3,80	2,9	2,00	1,5	1,40	3,60	2,86	2,60
Общий вес, кг		80,91	303,31	826,21	1585,705	5912,3	25,80	112,5	180,4	381,646	1323,0	106,71	413,806	1006,61	10967,111
Водоизмещение, м ³		3,16	13,30	32,70	92,00	351,0	0,42	2,70	5,80	9,50	43,50	3,58	16,0	38,50	101,50
Вес 1 м ³ , кг		25,58	22,80	25,25	17,25	16,8	61,40	41,70	31,10	40,10	30,50	29,85	26,0	26,20	19,38
Поверхность лодки, м ²		16,55	48,30	87,80	174,40	442,9	5,02	16,00	28,40	37,00	95,00	21,57	64,3	116,20	211,40
Вес на м ² поверхно- сти, кг		4,88	6,28	9,40	9,10	13,32	5,14	7,04	6,36	10,28	13,92	4,96	6,46	8,67	9,32
Площадь миделя, м ²		0,79	2,11	3,83	7,15	17,22	0,58	1,65	2,00	2,82	7,38	1,37	3,76	5,83	9,97
															24,60

Весовые соотношения семейства гидросамолетов Dornier

Крылья

Типы самолетов	A		B		C		D		E	
	кг	% веса	кг	% веса	кг	% веса	кг	% веса	кг	% веса
Продольные связи	27,608	25,20	194,00	36,30	352,5	45,85	818,5	43,15	3117,30	41,75
Поперечные связи	13,694	12,70	—	—	189,0	24,60	319,0	16,80	2583,70	34,65
Обшивка крыла	44,955	41,70	—	—	75,0	9,80	442,5	23,30	679,50	9,08
Разное	—	—	—	—	5,0	0,65	9,5	0,50	50,00	0,57
Элероны, комплект	3,480	3,30	17,29	3,26	29,0	3,80	62,0	3,25	188,00	2,52
Стойки крыла	18,400	17,10	73,50	13,74	117,0	15,30	247,46	13,00	857,30	11,43
Сумма	108,137	100	535,10	—	767,5	100	1898,96	100	7475,80	100
Поверхность элеронов с компенсатором, м ²	1,028	—	3,160	—	7,37	—	10,32	—	26,50	—
Поверхность крыла без элеронов, м ²	14,482	—	49,802	—	87,88	—	133,54	—	441,20	—
Общая несущая поверхность, м ²	15,510	—	52,962	—	95,25	—	143,86	—	467,70	—
Вес элеронов, кг/м ²	3,390	—	5,470	—	3,93	—	6,00	—	7,10	—
Вес крыла без элеронов, кг/м ²	7,240	—	10,410	—	8,40	—	13,75	—	16,50	—
Вес крыла с элеронами, кг/м ²	6,970	—	10,120	—	8,05	—	13,20	—	15,97	—

Примечание. Обшивка крыльев самолетов типа A и D — из металла.

Таблица 9

Весовые соотношения семейства гидросамолетов Dornier

Типы самолетов	A				B				C			
	Вес, кг	% веса	Площадь, м ²	Вес 1 м ² , кг	Вес, кг	% веса	Площадь, м ²	Вес 1 м ² , кг	Вес, кг	% веса	Площадь, м ²	Вес 1 м ² , кг
Вертикальный киль	1,755	15,40	0,265	6,63	7,600	11,75	0,785	9,67	32,50	22,77	2,38	13,63
Руль поворота	1,100	9,68	0,398	2,77	7,200	11,15	1,200	6,00	15,06	10,57	2,12	7,11
Стабилизатор	5,84	51,40	0,881	6,63	34,700	53,72	3,580	9,67	56,75	39,72	8,40	6,75
Руль высоты	2,63	23,52	0,932	2,88	15,098	23,38	2,385	6,35	27,97	19,58	4,18	6,63
Подкосы оперения	—	—	—	—	—	—	—	—	10,45	7,36	—	—
	11,375	100,0	2,476	4,60	64,598	100,0	7,950	8,10	142,73	100,0	17,08	8,35

Типы самолетов	D				E			
	Вес, кг	% веса	Площадь, м ²	Вес 1 м ² , кг	Вес, кг	% веса	Площадь, м ²	Вес 1 м ² , кг
Вертикальный киль	48,78	21,56	4,20	11,6	124,20	17,05	10,80	11,5
Руль поворота	23,31	10,28	3,61	6,45	47,15	6,46	8,32	5,67
Стабилизатор	88,38	39,00	13,06	6,79	368,00	50,50	44,35	8,32
Руль высоты	38,92	17,20	6,85	5,68	114,05	15,65	12,72	8,96
Подкосы оперения	27,11	11,96	—	—	75,30	10,34	—	—
	226,50	100,0	27,52	8,23	728,70	100,0	76,20	9,57

Примечание. Все хвостовые оперения, указанные в таблице, имеют металлические обшивки.

Анализ весов группы крыла в процентах

(общий вес группы крыла 100%)

Наименование	2	3	5	8	12	14
Общий вес группы крыла, кг . .	390,0	816,5	186,0	159,8	236,3	514,5
А. Набор крыла, %	96,7	96,0	78,0	78,9	81,4	77,5
1. Передний лонжерон	19,5	26,6	15,3	16,5	16,6	17,6
2. Задний лонжерон	16,8	22,9	14,5	9,8	16,8	17,8
3. Крепление элеронов	—	—	—	1,3	—	—
4. Нервюры	—	—	7,6	10,6	12,5	9,4
5. Связи и расчалки, воспринимающие лобовое сопротивление	9,6	8,9	5,3	—	0,6	2,2
6. Передняя кромка	Включено в обшивку	—	6,9	6,8	6,9	6,7
7. Задняя кромка			3,4	0,4	0,7	1,4
8. Блок и т. п.			—	4,8	2,3	1,6
9. Внутренние расчалки и крепления	4,8	3,3	2,7	8,4	6,1	3,0
10. Наружные крепления	—	—	Включ. в разное		3,0	0,3
11. Концы крыла	—	—	1,3	1,3	—	1,3
12. Обшивка крыла	31,4	23,6	12,1	6,3	11,4	4,7
13. Лак, краски	3,5	3,2	—	6,2	—	8,0
14. Смотровые окошки	—	—	—	1,0	0,2	—
15. Противовесы для радио	—	—	—	0,3	—	—
16. Проходы	—	—	1,5	—	1,2	3,0
17. Болты, гайки, клей	4,1	3,3	5,5	5,2	2,1	0,4
18. Разное	—	—	—	0,6	1,0	0,1
В. Элероны, общий процент	3,3	4,0	7,3	4,9	6,2	5,1
1. Лонжероны	3,3	4,0	2,7	3,5	2,8	2,3
2. Нервюры			0,9		0,4	0,7
3. Расчалки			0,3		0,8	0,1
4. Передняя кромка			0,5		—	—
5. Задняя кромка			0,8		0,3	0,2
6. Внутреннее крепление			0,4	0,9	—	—
7. Внешнее крепление			—		0,4	0,4
8. Обшивка			1,7		1,3	0,7
9. Лак, краски			—	0,5	0,3	0,2
10. Разное			—	—		
С. Наружная стойка и крепления, общий процент	—	—	10,1	8,6	6,9	10,3
Наружные расчалки и крепления, общий процент	—	—	4,6	7,6	5,4	7,1

Примечание. Номера этой таблицы соответствуют номерам табл. 10 стр. 78.

Анализ весов амери

канских самолетов

Сухопутные

самолеты

Гидросамолеты

Данные самолета №	Сухопутные						Гидросамолеты								
	Одномоторный моноплан с расчалкой с закрытой кабиной	Одномоторный свободнонесущий моноплан с закрытой кабиной	Двухмоторный свободнонесущий моноплан с закрытой кабиной	Четырехмоторный свободнонесущий моноплан с закрытой кабиной	Одномоторный коммерческий биплан с открытой кабиной	Одномоторный коммерческий биплан с открытой кабиной	Тяжелый коммерческий транспортный биплан	Одномоторный местный корабельный истребитель, сухопутный биплан	Одномоторный двухместный корабельный разведчик с колесным шасси	Одномоторный двухместный учебный биплан с колесным шасси	Одномоторный транспортный пятиместный биплан с колесным шасси	Одномоторный двухместный поплавковый биплан с общим поплавком	Одномоторный транспортный пятиместный поплавковый биплан	Лодочный самолет для патрульной службы	Коммерческая авиация
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
Полетный вес	1032,8	2498,0	5942,0	11000,0	1220,0	1685,3	7978,0	1276,4	1568,5	1147,6	3346,4	1687,4	3558,3	6359,2	5670,0
Полная нагрузка	317,5	1043,3	2413,0	4260,0	453,0	674,0	2794,0	370,0	586,5	317,0	1567,6	586,5	1567,6	3456,4	2268,0
Вес пустого	715,3	1454,7	3529,0	6740,0	767,0	1011,3	5184,0	906,4	982,0	830,6	1777,8	1100,9	1990,7	2902,8	3402,0
Весовая отдача, %	30,7	41,5	46,6	38,75	37,2	40,0	35,0	29,0	37,4	27,6	47,0	34,8	44	54,4	40,0
Анализ веса пустого	в %	(вс пустого 100%)													
I. Общий вес конструкции	53,1	51,3	46,4	49,6	51,2	48,4	49,7	50,2	49,6	53,9	61,4	55,1	65,6	50,7	62,0
A. Общий вес группы крыла	23,9	26,4	23,1	23,6	23,5	20,3	22,1	17,6	24,1	28,7	28,4	21,4	25,4	19,8	25,7
1. Набор крыла	16,3	25,6	22,2	22,8	18,3	15,8	15,5	13,9	19,6	23,9	21,5	17,4	19,3	15,4	17,8
2. Элероны	1,3	0,8	0,9	0,8	1,7	1,4	1,4	0,9	1,5	1,4	1,7	1,3	1,5	1,0	0,7
3. Стойки	6,3	—	—	—	3,5	3,1	5,2	1,5	1,7	2,0	3,5	1,5	3,1	2,0	7,1
4. Расчалки	—	—	—	—	—	—	—	1,3	1,3	2,4	1,7	1,2	1,5	1,4	0,1
B. Общий вес группы хвостового оперения	3,9	2,5	2,2	2,5	3,9	3,2	2,1	2,7	2,8	3,3	3,2	2,5	3,0	4,5	2,5
1. Стабилизатор	1,4	1,0	0,8	0,9	1,8	1,4	0,9	1,4	1,1	1,0	1,3	1,0	1,2	2,4	1,2
2. Рули высоты	1,1	0,6	0,6	0,6	0,9	0,7	0,4	0,5	0,8	1,1	0,6	0,7	0,6	—	0,5
3. Киль	0,4	0,2	0,2	0,2	0,3	0,4	0,2	0,3	0,3	0,4	0,4	0,3	0,4	1,2	0,4
4. Руль направления	0,4	0,4	0,3	0,4	0,6	0,4	0,4	0,4	0,5	0,7	0,4	0,4	0,3	—	—
5. Стойки и расчалки	0,6	0,3	0,3	0,4	0,3	0,3	0,2	0,1	0,1	0,1	0,6	0,1	0,5	0,9	0,4
C. Общий вес группы фюзеляжа	25,3	22,4	21,1	23,4	23,8	24,9	25,5	29,9	22,7	21,9	29,8	31,2	37,2	26,4	33,4
1. Фюзеляж и корпус лодки	16,4	11,4	12,0	15,0	14,8	16,6	18,0	16,9	14,0	15,1	18,3	12,5	16,3	24,3	23,9
2. Шасси (колесное)	8,9	11,0	9,1	8,4	9,0	8,3	7,5	13,0	8,7	6,8	11,5	—	—	—	8,4
3. Стойки и расчалки	5,3	3,1	2,2	1,6	3,0	3,3	2,9	4,0	2,5	2,3	3,5	—	—	—	4,4
4. Оси	—	2,7	2,5	2,5	1,4	1,2	—	—	2,8	1,4	0,9	—	—	—	—
5. Колеса и шины	2,9	4,5	4,0	3,7	4,1	3,2	3,7	3,1	2,8	2,5	2,7	—	—	—	3,1
6. Хвост, костьль или колесо	0,7	0,7	0,4	0,6	0,5	0,6	0,9	0,6	0,6	0,6	0,5	—	—	—	0,9
7. Механизм для торможения	—	—	—	—	—	—	—	1,8	—	—	1,3	—	—	—	—
8. Аварийные приспособления для вынужденной посадки на воду	—	—	—	—	—	—	—	3,5	—	—	2,6	—	—	—	—
9. Шасси поплавковое	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	18,7	20,9	2,1	1,8
10. Главные поплавки	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	14,2	18,0	—	—
11. Стойки и расчалки главных поплавков	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	1,7	2,9	—	—
12. Подкрыльные поплавки	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	2,1	—	2,0	1,8
13. Стойки и расчалки крыльевых поплавков	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	0,7	—	0,1	—

Данные самолета	Сухопутные						самолеты					Гидросамолеты			
	Одномоторный моноплан с раскладкой закрытой кабиной	Одномоторный сполонесущий моноплан с закрытой кабиной	Трехмоторный сполонесущий моноплан с закрытой кабиной	Четырехмоторный сполонесущий моноплан с закрытой кабиной	Одномоторный коммерческий биплан с открытой кабиной	Одномоторный коммерческий биплан с открытой кабиной	Тяжелый коммерческий транспортный биплан	Одномоторный одноместный корабельный истребитель сухопутный биплан	Одномоторный двухместный корабельный истребитель с колесным шасси	Одномоторный двухместный учебный биплан с колесным шасси	Одномоторный транспортный пилотажный биплан с колесным шасси	Одномоторный двухместный поплавковый истребитель с общим поплавком	Одномоторный транспортный пилотажный биплан	Лодочный самолет для патрульной службы	Коммерческая авиация
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
II. Общий вес в м. г.	38,8	33,1	38,4	34,0	38,6	41,7	30,8	45,6	44,5	39,1	29,7	39,7	26,5	40,4	31,4
A. Общий вес группы мотора	28,1	24,1	30,4	25,3	29,4	32,0	16,4	34,5	34,5	29,9	20,8	30,6	18,5	27,9	24,7
1. Сухой вес мотора	26,3	23,6	21,5	24,5	26,6	28,7	14,5	33,1	31,9	28,1	19,3	28,3	17,2	26,5	21,8
2. Принадлежности	1,5						1,4	1,1	2,1	1,1	1,1	1,9	1,0	1,0	2,3
3. Органы управления	0,3	0,5	0,8	0,8	0,6	0,5	0,4	0,3	0,5	0,7	0,4	0,4	0,3	0,4	0,6
B. Пропеллер	5,4	2,8	4,0	3,6	4,2	3,7	4,6	4,5	1,1	4,1	2,7	3,7	2,4	5,3	3,3
C. Системы запуска	1,5	1,0	1,0	1,4	1,6	1,5	1,0	1,7	1,6	1,5	0,9	1,5	0,8	0,9	1,0
D. Система смазки	0,7	0,6	0,7	0,7	0,7	0,7	0,7	1,4	0,6	1,0	0,7	0,6	0,6	1,2	0,8
1. Баки	0,4	0,3	0,4	0,4	0,4	0,4	0,2	1,2	0,4	0,6	0,3	0,4	0,3	0,7	0,3
2. Трубопровод и подвеска	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,5	0,2	0,2	0,4	0,4	0,2	0,3	0,5	0,5
E. Система горючего	3,1	4,6	2,3	3,0	2,7	3,8	2,5	3,5	3,7	2,6	4,6	3,3	4,2	5,1	1,6
1. Баки	1,7	4,0	1,8	2,5	1,9	2,6	1,3	2,7	2,6	1,8	2,8	2,3	2,5	4,4	1,1
2. Краны, трубопровод и пр.	1,4	0,6	0,5	0,5	0,8	1,2	1,2	0,8	1,1	0,8	1,8	1,0	1,7	0,7	0,5
III. Несъемное оборудование, общий вес	8,1	15,6	15,2	16,4	10,2	9,9	19,5	4,2	5,9	7,0	8,8	5,2	7,9	8,9	6,6
A. Приборы, общий вес	0,8	0,8	0,6	0,4	0,9	0,9	0,6	0,6	0,7	0,9	1,0	0,7	0,9	1,2	0,5
B. Органы управления оперения	3,1	1,4	1,5	1,3	2,2	2,3	2,1	1,6	2,6	3,1	2,5	2,2	2,3	1,7	1,0
C. Мебельровка	3,7	11,8	11,8	13,1	6,7	6,2	15,2	1,7	2,3	3,0	3,4	2,0	3,0	3,9	4,8
D. Электрооборудование	0,5	1,6	1,3	1,6	0,4	0,5	1,7	0,3	0,3	—	1,9	0,3	1,7	2,1	0,3
Удельные веса															
I. Группа крыла, кг/м ²	7,57	10,92	10,33	12,99	6,65	7,86	8,45	7,08	7,82	6,85	8,3	7,82	8,30	4,92	12,83
II. Группа хвостового оперения, кг/м ²	5,23	—	—	—	5,86	6,21	5,13	6,06	5,02	6,38	5,38	5,02	5,38	4,69	6,34
III. Система охлаждения, кг/л. с.	—	—	—	—	—	—	0,254	—	—	—	—	—	—	—	—
IV. Система смазки, кг/л. с.	0,263	—	—	—	0,130	0,154	0,249	0,400	0,248	0,795	0,2a	0,248	0,205	0,157	0,533
V. Система горючего, кг/л. с.	0,115	0,137	0,060	0,075	0,085	0,112	0,079	0,084	0,110	0,142	0,109	0,110	0,709	0,0515	0,0465
VI. Система выхлопа, кг/л. с.	—	0,050	0,050	0,050	0,054	0,054	—	0,013	0,009	0,013	0,009	0,009	0,009	0,009	—
VII. Нагрузка на единицу мощности, кг/л. с.	6,08	5,94	4,67	4,76	5,44	4,26	6,76	3,13	3,54	5,40	6,35	3,76	6,80	5,71	—
VIII. Нагрузка на крыло, кг/м ²	15,9	70,3	74,7	89,3	44,92	62,5	57,61	54,69	53,21	34,67	55,17	57,13	58,59	54,69	77,14

Таблица 12

Анализ весов группы хвостового оперения в процентах
(общий вес группы хвостового оперения 100%)

(общий вес группы стабилизаторов)						
Наименование	2	3	5	8	12	14
Общий вес группы хвостового оперения, кг	36,29	7,71	30,16	24,77	28,12	131,1
A. Стабилизаторы (в %)	40,0	36,4	45,5	51,3	37,2	54,1
1. Каркас	—	—	40,1	40,1	22,4	
2. Крепления	—	—	1,2		6,7	
3. Обшивка	—	—	4,2		8,1	
B. Рули высоты	26,2	30,6	23,9	20,2	27,4	21,8
1. Каркас	—	—	21,4	14,6	5,6	
2. Крепления	—	—	0,1			
3. Обшивка	—	—	2,4			
C. Киль	6,3	7,1	8,4	10,2	12,9	26,9
1. Каркас	—	—	7,2	9,0	1,9	
2. Крепления	—	—	0,1			
3. Обшивка	—	—	1,1			
D. Руль направления	17,5	12,3	14,5	12,8	17,8	13,9
1. Каркас	—	—	12,1	9,9	3,9	
2. Крепления	—	—	0,1			
3. Обшивка	—	—	2,5			
E. Наружная расчалка и стойки .	10,0	13,6	7,7	5,5	4,7	19,0

Примечание. Номера соответствуют номерам самолетов в таблице 10.

Анализ весов группы фюзеляжа в процентах

(общий вес группы фюзеляжа 100%)

Наименование	2	3	5	8	12	14
Общий вес группы фюзеляжа, кг	329,31	743,89	168,53	223,17	223,17	766,12
А. Фюзеляж, лодка, общий процент	51,0	44,5	59,0	68,5	61,8	82,4
1. Каркас	36,5	31,7	31,2	40,0	32,4	—
2. Расчалка			—	1,3	—	—
3. Подмоторная рама	—	—	5,4	вкл. в 1	4,5	—
4. Обтекатели	2,5	4,9	7,3	7,5	6,0	—
5. Капот	7,6	4,3	9,4	13,3	10,2	—
6. Обшивка	4,4	3,6	1,6			
7. Лак, краски			1,5	3,7	2,0	—
8. Смотровое окошко	}	}	—	0,9	3,7	—
9. Противопожарная переборка включена выше			2,5	1,8	1,5	—
10. Разное			—	—	1,5	—
В. Моторные гондолы, общий процент	—	12,2	—	—	—	9,8
1. Шпангоут	—	6,1	—	—	—	1,6
2. Капот	—	4,9	—	—	—	6,5
3. Противопожарные переборки	—	1,2	—	—	—	1,4
4. Разное	—	—	—	—	—	0,3
С. Шасси колесное, общий процент	49,0	43,3	41,0	31,5	38,2	—
1. Стойки и расчалки	13,8	10,5	14,0	16,2	11,0	—
2. Оси	11,8	11,6	5,8		12,2	—
3. Колеса, шины, тормоз	20,1	19,2	18,8	12,8	12,2	—
4. Хвостовой костыль или колесо	3,3	2,0	2,4	2,5	2,8	—
Д. Шасси поплавковое, общий процент	—	—	—	—	—	7,8
1. Главные поплавки	—	—	—	—	—	—
2. Стойки, расчалки главных поплавков	—	—	—	—	—	7,2
3. Крыльевые поплавки	—	—	—	—	—	7,2
4. Стойки, расчалки крыльевых поплавков	—	—	—	—	—	0,6

Таблица 14

Анализ весов деталей поплавок и корпуса лодок в процентах
(общий вес поплавок и корпуса лодки 100%)

(общий вес поплавка и корпуса лодки)					
Наименование	12	13	14	12	14
Корпус лодки, поплавок и т. п.	Главный поплавок одно- поплавк. биплана	Главный поплавок двух- поплавк. гидро- самолета	Корпус лодоч- ного самолета	Крыль- вой попла- вок (2 шт.)	Крыль- вой попла- вок (2 шт.)
1	2	3	4	5	6
Общий вес корпуса лодки или поплавок, кг	173,27	418,71	655,89	30,84	58,06
1. Киль или килевая обшив- ка, %	3,3	1,5	7,3	12,5	10,2
2. Центральная ферма	11,3	7,6	23,6	—	—
3. Прочие шпангоуты и пере- борки	14,1	11,8		—	9,4
4. Палубные стрингеры	4,7	4,2	8,3	—	4,7
5. Стрингеры днища		6,7	5,5	—	4,2
6. Скулы	0,8	—	1,8	—	10,7
7. Консоли, косынки и пр. . . .	3,0	7,7	4,0	—	4,3
8. Внутренние крепления . . .	4,9		7,5	—	—
9. Обшивка днища	13,9	10,8	12,8	23,2	14,5
10. Обшивка бортов, носов и палубы	9,2	13,0	20,4	30,9	25,0
11. Лазы, крышки и пр.	6,2	1,5	—	—	1,2
12. Проходы и дорожки	3,0	3,0	—	—	—
13. Ахтерштевень и крепления	0,2	0,4	—	—	0,5
14. Крепления наружных стоек	3,0	6,7	0,5	1,0	—
15. Носовой буфер	0,8	0,4	—	—	—
16. Болты, заклепки и пр. . . .	6,0	4,0	1,4	7,4	3,5
17. Тавот и краска	1,6	4,0	4,2		2,3
18. Детали для обеспечения водонепроницаемости	3,7		22,5	0,3	
19. Наружные стойки	10,7	10,4		—	23,5
20. Наружная расчалка	0,2	6,3	—	—	
21. Разное	0,4	—	2,7	1,5	0,3

Примечания. 1. Номера самолетов соответствуют номерам в табл. 10.
2. В столбце втором проценты в сумме не дают 100%
(опечатки в оригинале).

Анализ весов в. м. г. в процентах

(общий вес в. м. г. 1000%)

Наименование	2	3	5	8	12	14
Общий вес винтомоторной группы, %	100,0	100,0	100,0	100,0	100,0	100,0
А. Группа моторов, общий процент	72,7	79,1	76,1	75,7	77,2	68,7
1. Сухой вес мотора, %	64,7	69,7	69,0	72,5	71,4	65,2
2. Принадлежности:	6,5	7,3	5,5	2,4	4,5	2,4
а) система выхлопа	4,2	4,7	4,1	1,4	0,8	0,7
б) подогреватели воздуха и трубопроводы	2,5	2,6	1,1	—	2,7	0,6
в) разное						
3. Органы управления:	1,5	2,1	1,6	0,7	1,3	1,1
а) сектора тяги и пр.	1,4	2,0	1,0	0,6	1,1	0,8
б) свечи и провода	0,1	0,1	0,2	0,1	0,2	0,3
в) управление жалюзи	—	—	2	—	—	—
г) управление подогревом воздуха	—	—	2	—	—	—
В. Пропеллер и втулка, общий процент	8,4	10,3	10,9	9,9	9,3	13,1
С. Система запуска, общий процент	3,2	2,8	4,2	3,8	3,7	2,7
1. Стартер и муфта	1,9	2,0	3,3	2,3	2,5	1,8
2. Ручка стартера, консоль	0,4	0,4	0,7	0,4		0,4
3. Пусковое магнето и проводка	0,9	0,4	—	1,0	1,0	0,4
4. Трубопроводы и пр.	—	0,2	—	0,1	0,2	0,1
Д. Система смазки, общий процент	1,8	1,8	1,7	2,9	1,4	3,0
1. Баки	0,9	1,2	1,0	2,5	1,0	1,7
2. Подвеска баков			0,3		0,1	0,1
3. Трубопровод	0,9	0,6	0,4	0,4	0,3	1,2

Продолжение

Наименование	2	3	5	8	12	14
Е. Система горючего, общий процент	13,9	6,0	7,1	7,7	8,4	12,5
1. Баки	12,0	4,7	5,0	6,0	5,9	10,8
2. Подвеска баков			0,8		0,5	
3. Трубопровод	1,9	1,3	0,7	1,1	0,9	1,0
4. Краны и бензиномеры			—	0,2	0,6	0,1
5. Фильтры	—	—	0,4	0,1	0,2	0,2
6. Ручная помпа			—	0,3	0,3	0,4
Общая мощность винтомоторной группы, л. с.	425,0	1275,0	225,0	410,0	450,0	1050,0
А. Группа мотора	0,875	0,844	1,012	0,762	0,753	0,776
В. Пропеллер и втулка	0,036	0,110	0,145	0,0993	0,0903	0,1479
С. Система запуска	0,127	0,028	0,0558	0,0376	0,0358	0,0313
Д. Система смазки	0,021	0,0195	0,0231	0,0295	0,0136	0,0340
Е. Система горючего	0,160	0,0639	0,0943	0,0776	0,0825	0,1402
Всей в. м. г.	1,15	1,06	1,33	1,006	0,975	1,125

Таблица 16.

Анализ весов несъемного оборудования

Наименование	2	3	5	8	12	14
Общий вес несъемного оборудования, кг	230,88	536,15	79,04	38,06	56,70	252,45
Общий вес несъемного оборудования в процентах от веса пустого	15,6	15,2	10,2	4,2	5,2	8,9
А. Общий вес приборов, кг	11,3	11,34	2,32	5,67	7,26	35,15
В. Общий вес органов управления, кг	20,41	54,43	18,37	14,24	24,49	51,26
Общий вес органов управления, %	100,0	100,0	100,0	100,0	100,0	100,0
1. Педаль пожного управления, %	13,3	19,2	6,4	21,7	16,8	5,7

Наименование	2	3	5	8	12	14
2. Ручка управления с ее деталями, %	15,6	26,6	21,2	11,1	19,8	17,0
3. Управление элеронами, тяги, ролики, тросы, %	11,1	10,0	33,4	32,5		
4. Управление рулем направления, тяга, ролики, тросы, %	20,0	20,8	4,4	15,6	49,3	66,8
5. Управление рулем высоты тяги, ролики, тросы, %			9,1			
6. Управление стабилизатором со всеми деталями, %	17,8	15,0	19,3	19,1	6,1	10,5
7. Разное (включая управлен. тормозами), %	22,2	8,4	6,2	—	8,0	—
С. Мебнировка, общий вес, кг	174,63	416,40	51,71	15,15	21,86	112,18
Мебнировка в процентах от веса пустого	11,8	11,8	6,7	1,7	2,0	3,9
1. Сиденье пилота (число, общий вес, кг)	(2) 9,07	(2) 13,61	(1) 9,66	(1) 5,58	(2) 10,75	(2) 4,90
2. Сиденье пассажира (число, общий вес, кг)	(6) 27,22	(12) 77,11	(2) 15,13	—	—	(2) 3,71
3. Козырек, кг	18,14*	27,22*	1,27	2,04	1,22	4,85
4. Доска приборов (без приборов)	2,27	6,80	3,31	1,63	0,93	3,08
5. Фары и штеки к ним, кг	—	—	—	0,09	1,50	—
6. Обшивка кабины, кг	24,95	51,16	—	—	—	—
7. Мягкая обшивка кабины, кг	4,54	11,34	6,76	1,13	7,44	—
8. Настил пола кабины, кг	31,76	81,65	6,85	1,81	—	48,86
9. Двери и окна кабины	24,48	72,57	—	—	—	10,26
10. Отопленные кабины	6,80	9,07	—	—	—	—
11. Звуковая изоляция кабины	—	3,76	—	—	—	—
12. Багажные сетки	—	9,07	5,31	1,63	—	29,83
13. Перегородки кабины	9,07	9,07	—	—	—	—
14. Оборудование уборной	—	—	—	—	—	—
15. Принадлежности для окон первого помещения	1,81	1,81	—	—	—	—
16. Ручные огнетушители	6,8	6,8	—	—	—	—
17. Подголовник	—	—	—	—	—	—
18. Подножка	—	—	1,27	0,31	—	—
19. Захват для держания	2,72	6,35	1,95	0,36	—	—
20. Предохранительные ремни	—	—	—	0,54	—	—
Д. Электрооборудование, общий вес, кг	24,49	44,00	3,31	2,93	3,08	58,37

* Данные, включающие вес всего застекления кабины пилота.

** Входит в вес сиденья.

Эти таблицы не являются такой ценностью, как таблицы Dornier, потому что для рассмотрения они предлагают очень разнородный и несходный ряд самолетов (например, летающая лодка и сухопутный самолет одного типа). Гидросамолетам в них уделено сравнительно мало места (25%), а самый выбор их мало характерен. Но все же эти таблицы представляют интерес, так как: 1) дают возможность проследить разницу между сухопутным и морским самолетом, 2) очень подробно разработаны и 3) весовые соотношения очень характерны для американских самолетов.

Однако к приведенным выше материалам необходимо относиться критически. Мы оставляем за собой право сомневаться в реальности коэффициентов весовой отдачи K , достигающих у некоторых самолетов Dornier значений 48 и 51%, а у американского патрульного самолета № 14 по таблицам Worner & Johnston — даже 54,5%. Основное значение приведенных таблиц заключается в том, что в них имеются крайне интересные взаимоотношения весов целых агрегатов и их частей, которые являются уже вполне достоверным материалом, так как элемент рекламы в них внести трудно.

Интересно провести параллели между данными Dornier и Worner, тем более, что самолеты первого (табл. 6—9) и американские самолеты (табл. 10—16) снабжены моторами с воздушным охлаждением.

Dornier в табл. 6 вес пустого самолета разбивает согласно принятому стандарту DIN. Примерно такой же разбивки придерживаются и американцы. Результаты подсчетов Dornier дают, что вес планера в процентах к весу пустого самолета колеблется от 56,7 до 69,9. Среднее значение для всей группы $\approx 54,5 - 60,0\%$.

То же колебание и у американцев: 46,4 — 65,6%.

Среднее значение для всех групп 60—55%, т. е. характеристические цифры примерно одного порядка.

Переходя к винтомоторным группам, имеем у Dornier 28,45 — 38,0% от веса пустого. Среднее значение для всех групп $\approx 31,0\%$. Для американских самолетов — 30,8 — 45,6%, а среднее значение $\approx 35,0 - 40\%$. Тоже очень близко лежащие значения.

И, наконец, по группе общих устройств получают общие средние цифры 4,5—5%.

Иногда американские веса общих устройств дают отклонения до 16—19% от веса пустого, но это — единичные случаи, относящиеся к крупным пассажирским машинам, у которых меблировка и оборудование кабин забирает много веса. Некоторый диапазон частных цифр должен быть объяснен еще и тем, что у Dornier наблюдается исключительно строгая последовательность в изменении конструкции самолетов, а у американцев мы имеем необычайную пестроту конструкций и материалов.

В Америке в вес пустого самолета вводят также и электрооборудование, в то время как почти повсеместно оно вводится в состав полной нагрузки (в оборудование). Отсутствие единой системы номенклатуры деталей самолета всегда будет приводить к такой несогласованности. Поэтому все сравнения между несходственными по конструкции группами самолетов носят лишь относительный характер.

Из приведенных таблиц можно вывести заключение, что в общей массе самолетов вес пустого самолета с мотором воздушного охлажде-

ния распределяется по агрегатам примерно так (в процентах от веса пустого):

вес конструкции планера	≈ 55—60
• винтомоторной группы	≈ 40—35
• общих устройств	≈ 5
• пустого	100%

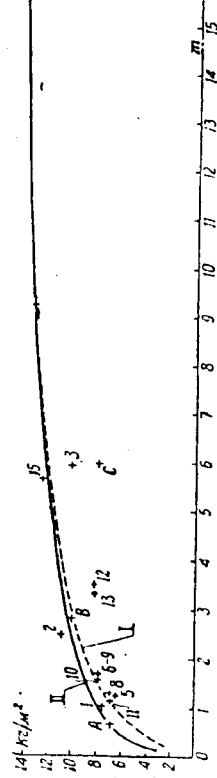
Ниже, в табл. 17, дается еще ряд весовых соотношений для группы самолетов различного тоннажа, начиная с маленькой амфибии „Ш-2“ и кончая самолетом № 11 весом около 14 000 кг.

В этой группе гидросамолетов только два самолета имеют моторы с воздушным охлаждением, а остальные — с водяным.

Соотношения всех весов групп с моторами водяного охлаждения распределяются примерно так (в процентах):

вес конструкции планера	≈ 50—55
• винтомоторной группы	≈ 45—40
• общих устройств	≈ 5
• пустого	100%

При распределении весов по агрегатам и деталям самолета интересно знать не только процентные нормы для отдельных групп и деталей, но



Фиг. 56. Кривая удельных весов крыльев.

и изменение веса деталей и целых агрегатов в зависимости от увеличения или уменьшения их размеров. Это характеризуется изменением веса единицы объема (площади) или удельными весами. Веса крыльев морских и сухопутных машин (фиг. 56) мало разнятся между собой, потому что случаи расчета одни и те же, а перегрузки одинаковы, так как они зависят от полетного веса и скорости.

При эскизных прикидках весов гидросамолетов можно принять в среднем для веса 1 м³ крыльев следующие значения:

1. Гидросамолет общего тоннажа 3,0—5,0 т
 - а) билан ≈ 8,0 кг (со стойками и расчалками)
 - б) моноплан подкосный ≈ 9,0 кг (с подкосами)
 - в) моноплан свободонесущий ≈ 10,5—12,0 кг
2. Гидросамолет общего тоннажа 10,0—15,0 т
 - а) билан ≈ 9—10 кг
 - б) моноплан подкосный ≈ 10—11 кг
 - в) моноплан свободонесущий ≈ 13—16 кг

Весовые характеристики

морских самолетов

Таблица 17

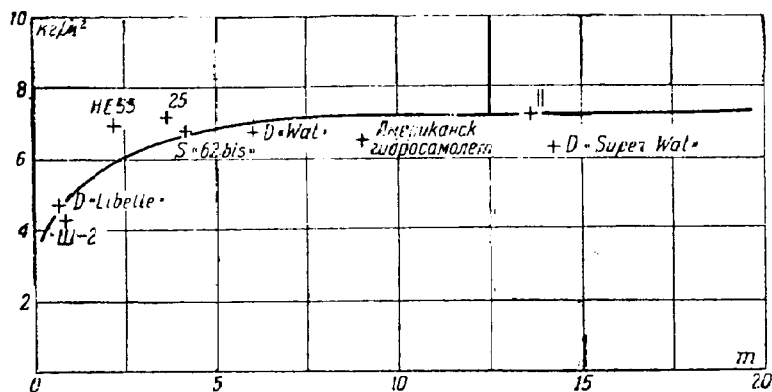
№ по пор.	Наименование	Ш-2" с одним мотором "М-11" 100 л. с.				Heinkel "HE-55"; мотор Siemens "Jupiter" 480/510					Самолет	
		Число значе- ние параметра	Размерность	Вес, кг	Удельный вес	Число значе- ние параметра	Размерность	Вес, кг	Удельный вес	Приме- чание	Число значе- ние параметра	Вес, кг
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
1	I. Веса кон- струкции											
1	Верхнее крыло без элеронов	21,75	м²	106,0	—	23,35	м²	130,0	5,53	С элерона- ми и цен- тропланом	—	442,92
52	Центроплан	—	—	28,2	—	5,16	"	42,0	8,13	—	—	185,7
43	Нижнее крыло	2,95	м²	30,0	—	26,78	"	146,0	5,46	—	—	—
	Каждый элерон	1,15	"	4,3	—	—	—	—	—	—	—	11,19
	Стойки и раскосы	—	—	33,5	—	—	м³	57,5	—	—	—	—
	Полная плоскость	24,7	м³	202,0	8,2 кг/м³	56,94	м³	375,5	6,6	—	55 м³	651,0
6	Стабилизатор с обшивкой и под- косами, без подь- емника	2,2	м²	11,0	—	—	—	—	—	—	—	36,0
7	Руль глубины с окраской и об- шивкой	1,3	"	4,0	—	—	—	—	—	—	—	12,8
8	Горизонтальное оперение с подкоса- ми, без подъемника	3,5	м²	15,0	4,29 кг/м³	5,95	м³	41,5	6,97	—	—	48,8
9	Киль воздушный	0,6	"	1,9	—	—	—	—	—	—	—	5,7
10	Руль направления	0,6	"	1,6	—	—	—	—	—	—	—	7,5
11	Вертикальное оперение	1,2	"	3,50	2,92 кг/м³	1,72	м³	7,0	4,06	—	—	13,2
12	Лодка без баков и без установок	3,5	м³	130,0	37,25 кг/м³	9,24	м³	491,8	53,4 кг/м³	С баками с постоян- ным обо- рудованием	17 м³	450,74
13	Поплавки, 1 шт. с окраской	—	—	—	—	0,312	"	34,7	55,6	—	—	25,0
13	Шасси амфибии	—	—	38,0	—	—	—	—	—	—	—	17,0
14	Подъемник ста- билизатора с про- водкой	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	41,7
15	Управление са- молетом	—	—	8,0	—	—	—	—	—	—	—	0,8
16	Управление мо- тором	—	—	1,5	—	—	—	—	—	—	—	66,45
17	Баки и бензино- проводка	—	—	31,6	—	—	—	—	—	—	—	166,2
18	Радиатор и во- допровод	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	15,0
19	Баки и трубо- провод масляный	—	—	4,6	—	—	—	—	—	—	—	84,06
20	Вооружение (не- подвижные части)	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
21	Оборудование и разное	—	—	33,8	—	—	—	—	—	—	—	—
22	Ящики для пиши	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
23	Мотоустановка (с мотором и вин- том, без баков и трубопроводов)	—	—	195,0	—	—	—	524,2	—	—	—	758,95
	Всего	—	—	442,5	—	—	—	—	—	—	—	—

№ 25 500/730		"S-62"; мотор Isotta-Fraschini 750/300					Самолет № 11 с четырьмя моторами				
Удельный вес	Приме- чание	Число значе- ние параметра	Размерность	Вес, кг	Удельный вес	Приме- чание	Число значе- ние параметра	Размерность	Вес, кг	Удельный вес	Приме- чание
14	15	16	17	18	19		20	21	22	23	
—	—	31,78	м²	236	7,44 кг/м³	—	—	м³	1049,7	—	—
—	—	5,5	"	62,5	11,35	—	—	—	1076,0	—	—
—	—	30,35	"	141,0	4,64	—	—	—	34,2	—	—
—	—	1,89	"	14,5	7,66	—	—	—	148,0	—	—
—	—	—	"	84,3	—	—	—	—	—	—	—
11,34	—	69,52	м³	553,0	7,95	—	153,2	м³	2342,1	15,2 кг/м³	—
—	—	3,64	м³	28,04	7,70	—	—	—	151,3	—	—
—	—	3,75	"	22,30	5,95	—	—	—	32,8	—	—
—	—	7,39	м³	50,34	6,80	—	—	—	184,1	—	—
—	—	0,59	"	3,6	6,1	—	—	—	39,2	—	—
—	—	1,60	"	11,5	7,2	—	—	—	19,2	—	—
—	—	2,19	"	15,1	6,9	—	—	—	58,4	—	—
26,5 кг/м³	—	15,00	м³	639,0	42,5 кг/м³	—	55,0	—	1587,83 кг/м³	28,8 кг/м³	—
—	—	0,125	"	20,25	162	—	—	—	100,0	—	—
—	С подкосом	—	—	7,5	—	—	—	—	174,2	—	—
—	—	—	—	25,6	—	—	—	—	35,0	—	—
—	—	—	—	7,44	—	—	—	—	305,0	—	—
—	—	—	—	90,5	—	—	—	—	(566,0) 65,0	—	—
—	—	—	—	107,3	—	—	—	—	—	—	—
—	—	—	—	18,0	—	—	—	—	—	—	—
—	—	—	—	21,21	—	—	—	—	330,45	—	—
—	Отнесены к лодке	—	—	121,47	—	—	—	—	2181,0	—	—
—	—	—	—	8,85	—	—	—	—	—	—	—
—	—	—	—	810,7	—	—	—	—	—	—	—
—	—	—	—	2516,0	—	—	—	—	—	—	—

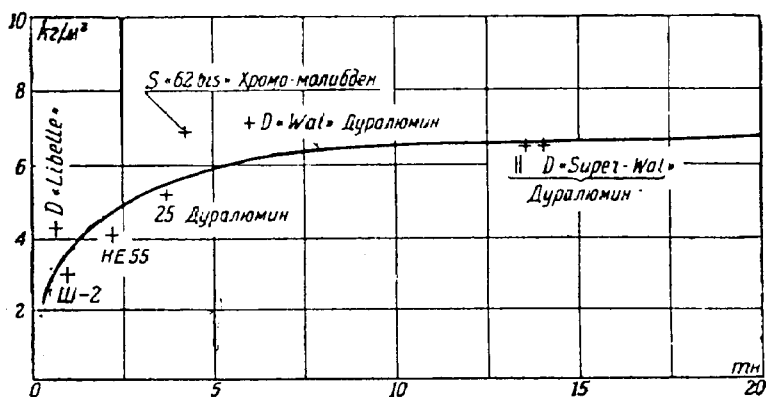
№ по пор.	Наименование	LJ-2* с одним мотором "M-II" 100 л. с.				Heinkel "HE-55"; мотор Siemens "Jupiter" 480/510				Самолет		№ 25 500/730						S-62*; мотор Isotta-Fraschini 750/800						Самолет № 11 с четырьмя моторами			
		Число значе- ние параметра	Размерность	Вес, кг	Удельный вес	Число значе- ние параметра	Размерность	Вес, кг	Удельный вес	Приме- чание	Число значе- ние параметра	Вес, кг	Приме- чание	Число значе- ние параметра	Размерность	Вес, кг	Удельный вес	Приме- чание	Число значе- ние параметра	Размерность	Вес, кг	Приме- чание					
1	Разное (Garelli и т. д.)	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	134,0	—	—	—	—	—	—	Первич- ные циф- ры от- носятся для мото- ров Jupiter				
	Вес пустого	—	—	620/668	Для амфи- бии циф- ры в знамена- теле	—	—	1474,7	—	—	—	2370,0	—	—	—	2650,0	—	—	—	—	—	7463,2—8531					
	Полная нагрузка	—	—	277/500		—	—	687,0	—	—	—	—	1200	—	—	—	1500,0	—	—	—	—	—		5052,0—5052			
	Вес в полете	—	—	897/937	—	—	—	2161,0	—	—	—	3570,0	—	—	—	4150,0	—	—	—	—	—	12535,2—13583					
	Весовая отдача, %	—	—	30,8%	—	—	—	31,8%	—	—	—	33,6%	—	—	—	36,0%	—	—	—	—	—	40,6% 36,5%					
	Запас пловуче- сти	—	—	275%	—	—	—	327%	—	—	—	366,0%	—	—	—	262,0%	—	—	—	—	—	325% —					
	II. Веса в м. г.	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—					
1	Мотоустановка с мотором и вин- том	—	—	195,0	—	—	—	—	—	—	—	758,95	—	—	—	810,7	—	—	—	—	—	2181—2872					
2	Управление мо- тором	—	—	1,50	—	—	—	—	—	—	—	6,8	—	—	—	7,44	—	—	—	—	—	35,0—35,0					
3	Баки помпы и безинспровод	—	—	38,7	—	—	—	—	—	—	—	66,45	—	—	—	90,50	—	—	—	—	—	305,0—305,0					
4	Радиатор с во- допроводом	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	166,2	—	—	—	107,30	—	—	—	—	—	566,0					
5	Баки масляные и маслосреды	—	—	4,6	—	—	—	—	—	—	—	15,0	—	—	—	18,0	—	—	—	—	—	65,0—65,0					
	Вес в м. г.	—	—	240,0	—	—	—	524,2	—	—	—	1013,4	—	—	—	1033,94	—	—	—	—	—	2586,0—3843					
	В процентах от веса пустого	—	—	—	—	—	—	35,5%	—	—	—	42,7%	—	—	—	39%	—	—	—	—	—	34,8%—43,9%					
	Отдельно по в. м. г.	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—					
1	Мотоустановка полная	—	—	5,3	—	—	—	85,0	—	—	—	75,0	—	—	—	70,0	—	—	—	—	—	506,0—576,0 (сухой)					
2	а) деревянные части	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	38,6	—	—	—	—	—	—					
	б) металличе- ские части	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	31,4	—	—	—	—	—	—					
2	Мотор	—	—	162,0	—	—	—	372,0	—	—	—	574,65	—	—	—	698,7	—	—	—	—	—	385,0—530,0					
3	Винт	—	—	9,2	—	—	—	35,6	—	—	—	45,0	—	—	—	42,0	—	—	—	—	—	27,5—30,5					
4	Жалюзи	—	—	—	—	—	—	11,0	—	—	—	—	—	—	—	4,2	—	—	—	—	—	—					
5	Радиатор	—	—	—	—	—	—	17,6	—	—	—	85,0	—	—	—	94,8	—	—	—	—	—	480 (с водой) на 4 мот.					
6	Расходный бачок (на 800 л. с.)	—	—	—	—	—	—	3,0	—	—	—	—	—	—	—	1,48	—	—	—	—	—	—					
7	Водяные трубы	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	5,5	—	—	—	—	—	—					
8	Дюрит	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	0,6	—	—	—	—	—	—					
9	Кабан мотоустан- овки (отнесенный к крыльям)	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	26,99	—	—	—	—	—	—					

В среднем для машин от 3,5 до 8 т можно принять вес 1 м² горизонтального оперения 6,0—7,0 кг (с учетом подкосов) (фиг. 57), а для вертикального 4,5—5,0 кг (фиг. 58).

Построить график удельных весов лодок или поплавков не представляется возможным, так как они дают такие разбросанные точки, что



Фиг. 57. Кривая удельных весов горизонтального оперения.



Фиг. 58. Кривая удельных весов вертикального оперения.

провести закономерную кривую нельзя. Это объясняется необычайным разнообразием конструкций лодок или поплавков, различием материалов, идущих на их постройку, а также различными запасами пловучести при одном и том же полезном весе.

Для поплавковых гидросамолетов средний вес 1 м³ поплавок примерно около 50 кг или 0,05 кг на 1 л объема (см. ст. О. Köhler, № 25 „Flugsport“ за 1928 г.). Поплавки фирмы Short (металлические) весят примерно 50—52 кг/м³.

Удельные веса лодок Dornier приведены в таблицах (удельные веса лодок и поплавков американских самолетов см. таблицу в книге Wörner).

Ниже приводится табл. 18 удельных весов лодок некоторых гидро-самолетов.

Таблица 18

№ по пор.	Наименование самолета	Полный объем лодок м^3	Вес 1 м^3 лодки с оборудованием кг	Вес 1 м^3 лодки без оборудования кг	Примечание
1	Амфибия Ш-2	3,5	45,00	37,25	Деревянная лодка
2	Heinkel-55	9,2	43,5	38,0	
3	Самолет № 25	17,0	35,0	30,0	
4	Savoia „S-62 bis“	15,0	53,25	42,5	Металлическая лодка
5	Гидросамолет № 11	55,0	38,25	31,6	

Весы подкрыльных поплавков приведены в табл. 19. Так как эти поплавки обычно очень незначительного объема, то удельный вес их, естественно, очень высок и в среднем колеблется в диапазоне 50—80 $\text{кг}/\text{м}^3$, включая сюда и вес подкосов поплавков.

Таблица 19

№ по пор.	Наименование самолета	Объем одного поплавка м^3	Вес 1 м^3 подкрыльного поплавка кг	Примечание
1	Легкая амфибия Четверикова	0,080	62,5	Деревянный
2	Самолет № 25	0,348	73,25	
3	Savoia „S-62 bis“	0,250	81,0	
4	Поплавки Brewster	0,150	88,0	Металлический То же, со стойками
5	„	0,230	59,0	
6	По американским данным	1,9	45,0	

Что касается распределения веса между основными деталями самой лодки, то здесь совсем невозможно указать какую-либо закономерность, так как сравнительно незначительные изменения конструкции сильно меняют проценты.

В Англии, где обычно не делают полных водонепроницаемых переборок в лодке, получают сравнительно небольшой процент веса шпангоутов, $\approx 15,0\%$ от веса лодки, в то время как в конструкциях с полными переборками он доходит до 27—30%.

Распределение весов для деревянной лодки небольшого веса 4,0 т и металлической лодки большого размера 14,0 т иллюстрируются табл. 20.

В табл. 21 приведена разбивка весов отдельных деталей небольшой металлической лодки („Towle“) около 3000 кг полетного веса.

Подводя итоги всему перечисленному, даем в табл. 22 средние значения процентных отношений весов агрегатов по отношению к весу пустого гидросамолета для деревянных и металлических гидросамолетов.

Таблица 20

№ по пор.	Наименование деталей	Деревянная лодка, %	Металлическая лодка, %
1	Шпангоуты	27,0	30
2	Продольный набор	} 10,0	8,3
3	Разные детали набора		7,5
4	Обшивка и окраска		51,0
5	Разное	8,0	3,2
		100,0	100,0

Таблица 21

Распределение весов отдельных деталей металлической лодки

№ по пор.	Наименование деталей	Вес кг	В процентах от веса лодки
1	Палуба	14,5	5,35
2	Борта	} обшивка 36,8	14,2
3	Дно		16,4
4	Киль	7,8	2,85
5	Бортовые стрингеры	15,85	5,85
6	Донные стрингеры	17,21	6,35
7	Палубные стрингеры	11,32	4,2
8	Скеловые угольники	4,54	1,67
9	Шпангоуты и переборки	45,4	16,7
10	Наружный киль	1,36	0,5
11	Палубная скула	3,63	1,34
12	Заклейки и швы	11,32	4,2
13	Полы и сиденья	54,4	20,0
		271,3	100,0

6. Вес винтомоторной группы. Вес винтомоторной группы складывается из весов следующих компонентов:

1. Мотора и втулки винта.
2. Винта.
3. Воды в рубашках мотора (если мотор с водяным охлаждением).
4. Мотоустановки (иногда этот вес относят к весу планера).
5. Капотов.
6. Управления мотором.
7. Бензобаков и бензопроводки.

Таблица 22

№ по пор.	Наименование деталей	Деревянные гидросамолеты	Металлические гидросамолеты
		Процентное отношение к весу пустого	
1	Коробка крыльев	~ 22—27,5	~ 27,70
2	Лодка с управлением и оборудованием	~ 25—30	~ 25,0
3	Подкрыльные поплавки	~ 2—2,5	~ 2,35
4	В. м. г.	~ 40—45,0	~ 42,50
5	Оперение	~ 2,0—3,5	~ 2,85
Вес пустого . . .		100,0	100,0

8. Маслобаков и маслопроводки.

9. Радиатора и водопроводки, если мотор с водяным охлаждением.

10. Воды в системе (водяное охлаждение).

11. Приборов мотора.

12. Масла.

13. Пусковых баллонов.

14. Разного неучтенного груза.

Винтомоторная группа гидросамолетов сильно отличается от в. м. г. сухопутных самолетов. В сухопутных самолетах мотор располагается в передней части фюзеляжа или в носках крыльев. Проводки питания, управления и капотаж моторов значительно проще и легче, чем в морских, у которых в. м. г. вынесена на специальных стойках над крыльями, а капоты представляют собой целые сооружения.

Таблица 23

Веса моторов, применяемых в СССР

№ по пор.	Наименование моторов	Мощность	Число оборотов в мин.	Вес сухих моторов кг
1	M-11, воздушного охлаждения . . .	100—110	1800	162,0
2	M-17, водяного охлаждения	500/730	1850	565,0
3	BMW-VI, водяного охлаждения . .	500/730	1850	545,0
4	Wright „Cyclone F-3“ воздушного охлаждения	650/710	1950	430
5	Hispano-Suiza 12Ybrs водяного охлаждения	760/860	2200	460—470
6	Isotta-Fraschini „Asso“, водяного охлаждения	750/800	1750	699,0
7	Gnome Rhône, 14Krsd, воздушного охлаждения „Mistral—Major“ . .	700/800	2130	545

Веса деревянных и металлических винтов для вышеприведенных моторов

№ по пор.	Наименование моторов	Тип винта	Вес, кг	Примечание
1	M-11	Деревянный двухлопастной винт $D = 2,4$	10—12	См. самолет „Ш-2“
2	M-17	То же	30—35	—
3	BMW-VI „Asso“	$D = 3,0—3,2$		
4	M-17	Деревянный четырехлопастной винт	45—50	—
5	BMW-VI „Asso“	$D = 2,9—3,1$		
6	Wright „Cyclone“	Металлический двухлопастной винт $D = 3,0$	60,0 65,0	—
7	То же	То же, трехлопастной	70,0 85,0	По другим данным
8	H-S 12 Ybrs	Металлический двухлопастной винт	65,0	
9	Wright „Cyclone“	С регулируемым шагом—тип „Hamilton-Standard“ $D = 3,0$	95,0	Двухлопастной

Проводка питания и управления имеет значительно большую длину. Кроме того, вследствие большой высоты подачи бензина из баков, которые обычно располагаются в лодке, приходится устанавливать бензиновые помпы с приводом от мотора или ветрянок, дополнительные баки с горючим в самих мотоустановках и т. д. Веса отдельных приборов в м. г. оценить гораздо труднее, чем общий вес в м. г. Поэтому во время весовой компоновки гидросамолета рекомендуется вести подсчет по реальным весам отдельных приборов, деталей и целых агрегатов, которые намечены к установке на данном гидросамолете.

Ввиду того что моторным установкам гидросамолетов уделено сравнительно мало места, ниже приводятся наиболее характерные данные (табл. 23 и 24).

Ниже дается ряд графиков по весам дюралевых бензиновых и масляных баков (фиг. 59—60).

На фиг. 61 приведены значения весов радиатора в зависимости от мощности мотора.

Вес приборов на один мотор колеблется от 6 до 10 кг.

Вес пускового баллона для сжатого воздуха 5 кг.

Вес огнетушителей — около 8—10 кг.

Веса пусковых приспособлений:

1. Мотор „Garelli“ с компрессором и баллоном сжатого воздуха—25,0 кг. Новые моторы „Garelli“ весят около 7 кг.
2. Мотор „Bristol“ аналогичной конструкции—20,0 кг.
3. Инерционный стартер „Eclipse“ ручной—16,0 кг.
4. То же, электроручной „Eclipse“ с полным электрооборудованием — 50,0 кг.

Для большей ясности ниже даются две сводки весов в м. г.: одна для мотора М-11 (Самолет „Ш-2“, амфибия), а другая—для мотора Hispano-Suiza „12 Ybrs“ 650—800 л. с. (табл. 25 и 26).

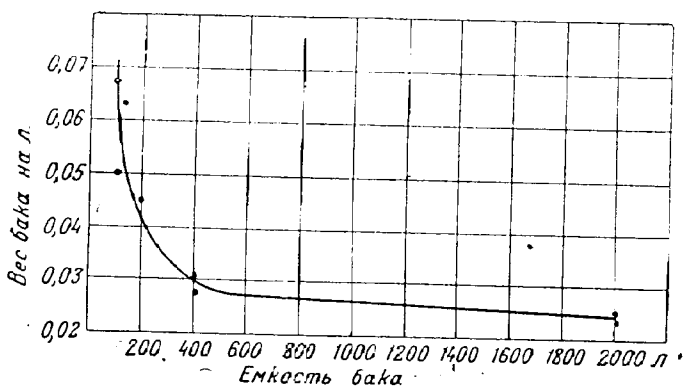
Таблица 25

Таблица весов в м. г. самолета „Ш-2“

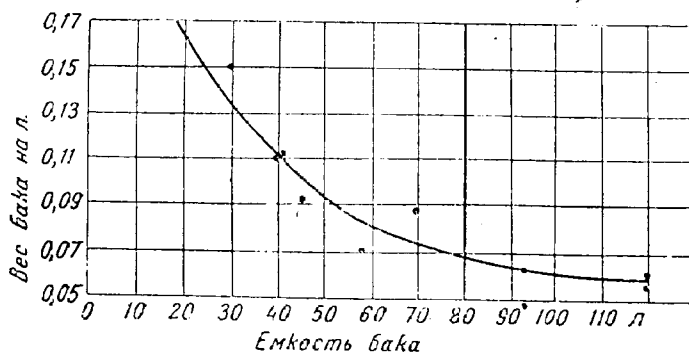
Моторная рама	5,3 кг
Мотор М-11/	162,0
Винт $D = 2,4$ мм	9,2
Выхлоп и подача воздуха	2,0
Капоты винта, мотора и баков	5,5
Кольцо мотора	4,0
Управление мотором	1,5
Бак бензиновый главный	10,2
Бак бензиновый расходный	3,4
Баки бензиновые добавочные с установкой	18,0
Бак масляный	4,6
Провода и арматура	3,7
Бензиновая помпа с ветрянкой	2,4
Ручной насос	1,0
Пусковое магнето и его проводка	4,2
Приборы мотора	3,0

Вся моторная установка . . . 240,0 кг

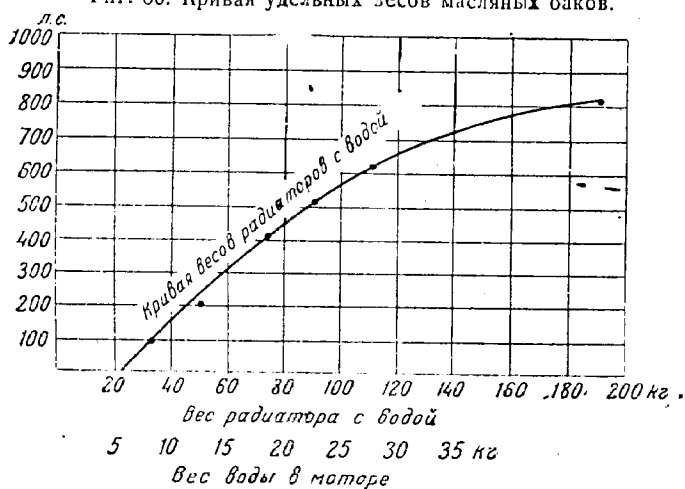
Взята из „Технического описания Ш-2“



Фиг. 59. Кривая удельных весов бензиновых баков.



Фиг. 60. Кривая удельных весов масляных баков.



Фиг. 61. Кривая удельных весов радиаторов.

Таблица 26

Примерный вес в м. г. с мотором Hispano-Suiza 12 Ybrs

№ по пор.	Наименование	Вес, кг	Примечание
1	Мотор сухой без втулки	440	По французским данным
2	Винт металлический + втулка	85	
3	Вода в моторе	30	
4	Мотоустансвка	50	
5	Капоты	40	
6	Управление мотором	10	
7	Баки + бензопроводка	75	
8	Радиатор + водопроводка	90	
9	Вода в системе	40	
10	Бак +маслопроводка	20	
11	Маслорадиатор	—	Масляный бак сам является радиатором
12	Пусковые баллоны	10	
13	Разное (расширительные бачки и огнетушителя)	25	
Всего		915,0	—

Вес аналогичных устройств с мотором Isotta-Fraschini „Asso“ 800 л. с. на самолете „S-62bis“ достигает значения 1033,0 кг.

Таким образом, на основании всех вышеприведенных таблиц, графиков и примеров, составляется разбивка полного веса конструкции гидросамолета на отдельные агрегаты.

Это необходимо для прикидки центровки гидросамолета, без чего невозможно рационально и удобно разместить на нем все детали. Так как рациональные размеры самолета еще не определены, проверку правильности разбивки весов приходится производить ориентировочно. Задавшись процентным отношением веса крыльев к весу пустого самолета по приведенным таблицам, можно приблизительно оценить правильность этого веса, если по статистике задаться нагрузкой на 1 м² крыла, приняв ее среднее значение для аналогичных машин. Тогда площадь крыла определится приближенно:

$$S_{кр} = \frac{G_{пол}}{P_{ср}}$$

Выбрав значение удельного веса крыла, можно получить примерный вес крыльев:

$$G_{кр} = g_{кр} \cdot S_{кр}$$

Так же определяется и вес лодок или поплавков. Задаваясь запасом пловучести, намечают грубо их полный объем, а затем по таблице удельного веса лодок определяют их полный вес.

Такая разбивка весов носит характер первого приближения, но для первоначальных эскизных наметок она вполне достаточна.

Дальнейшее уточнение может быть достигнуто лишь после определения рациональных размеров гидросамолета.

4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ РАЗМЕРОВ КРЫЛА ГИДРОСАМОЛЕТА

Следующей основной задачей, идущей непосредственно за определением общего полетного веса гидросамолета и его весовой отдачи (без чего невозможна дальнейшая разработка проекта), является определение основных размеров крыла. Нужно определить минимальную площадь его, удовлетворяющую техническим условиям, удлинение, следовательно, и размах крыла, и, кроме того, выбрать профиль крыла. Задача эта в полном своем объеме очень сложна и требует большой и длительной теоретической работы.

Выбор профиля крыла, наиболее полно отвечающего данному самолету, также очень сложен, тем более, что в настоящее время каталоги профилей насчитывают их несколько сотен. Сложные подходы к определению рациональных размеров крыла не удовлетворяют конструктора и могут быть приняты только в качестве методов оценки, проверки и исследования правильности размеров, выбранных каким-либо другим, но более простым способом. Конструктору, приступающему к проектированию нового самолета, необходим такой способ подбора, который дал бы ему наибольшую гибкость и возможность варьирования без особо сложных расчетов.

Последнее достигается только за счет уменьшения точности. Во время первоначальных прикидок, когда определяется лишь порядок величин, можно удовлетвориться относительным приближением, тем более, что в дальнейшем при обоснованных расчетах все элементы должны быть уточнены.

Поэтому расчеты и прикидки делаются дважды; первый раз все размеры определяются по средним величинам (характеристических коэффициентов) без учета особенностей выбранного профиля, вредных сопротивлений. Когда же порядок размерностей приблизительно определен и набросаны эскизы общего вида, производится второй более точный расчет с учетом уже лобовых сопротивлений деталей и характеристик выбранного профиля. Для приближенных расчетов предложено несколько методов, главным образом, графических, путем использования соответствующих номограмм.

Из числа приближенных способов расчета следует упомянуть следующие:

1. Метод Чесалова — номограммы для приближенного расчета самолета (см. Труды ЦАГИ, вып. 42, и Пышнов „Аэродинамика самолета“, ч. I).

2. Метод Гиммельфарба. Номограммы для приближенных аэродинамических расчетов (см. „ТВФ“ за 1928 г., № 4).

3. Метод Ольховского „Номограммы приближенного расчета“ („ТВФ“ № 4, 1928 г.).

См. также „L'Aéronautique“, 1929 г., IV.

4. Метод Кларксона — см. „Самолет“, 10, 1935 г.

Если проектируемый самолет по предъявленным к нему требованиям имеет по статистическим данным некоторые прообразы или прототипы в продукциях отечественных или зарубежных заводов, то исследование может идти по другому, более точному и совершенному способу.

Предположим, что по статистическим таблицам найден построенный уже самолет, аналогичный проектируемому, вес которого, мощность и аэродинамические характеристики близко подходят к заданию. Тогда, приняв эти статистические данные за исходные, производят ряд аэродинамических расчетов с постепенным приближением до тех пор, пока не совпадут исходные значения аэродинамических характеристик с данными испытаний этого самолета. Отсюда можно почерпнуть для проектируемого самолета ряд коэффициентов, качество самолета, влияние отдельных частей и т. п. Относясь критически к полученным данным и применяя их в проекте, с достаточной степенью достоверности выбираются размеры крыла и других деталей нового самолета.

Наиболее простым способом определения данных первого приближения следует считать использование статистики нагрузок на 1 м^2 крыла.

Выбрав наиболее вероятное значение нагрузки ($p \text{ кг/м}^2$), искомую площадь крыла находят по формуле:

$$S = \frac{G_{\Pi}}{p},$$

предварительно проверив соответствие p заданной $V_{\text{пос}}$ по формуле:

$$V_{\text{пос}} \approx 12\sqrt{p} \text{ км/час}$$

(эта формула справедлива для средних самолетов с $C_{y_{\text{max}}} \approx 0,65$).

Следует отметить, что величина $V_{\text{пос}}$ в настоящее время не может служить достаточным критерием правильности выбора размера площади, так как специальными приспособлениями (предкрылки, закрылки щелевые, закрылки Зап и т. п.) достигают искусственного увеличения $C_{y_{\text{max}}}$ примерно на 30—40% от максимальной его величины, а следовательно, и уменьшения посадочной скорости при сравнительно высоких нагрузках на 1 м^2 крыла, т. е. при небольших размерах площадей.

Поэтому выбор величины площади и проверку $V_{\text{пос}}$ можно вести при $C_{y_{\text{max}}}$, увеличенном на 30—40% против его значения, взятого из поляры данного профиля.

Ниже мы приводим ряд расчетных формул для быстрого подсчета основных размеров. Все эти формулы базируются на приближенных расчетных коэффициентах.

Формулы для быстрого подсчета аэродинамических характеристик

1. Посадочная скорость $V_{\text{пос}}$:

$$V_{\text{пос}} = K\sqrt{p} \text{ км/час.}$$

Значение K меняется в зависимости от следующих обстоятельств:

$K = 12$ — для самолетов, не имеющих закрылков или предкрылков со средним значением $C_{y_{\text{max}}} \approx 0,65$;

- $K = 10$ — для самолетов, имеющих только закрылки или только предкрылки, причем можно считать $C_{y_{\max}} \approx 0,9$;
 $K = 9$ — для самолетов, имеющих и закрылки и предкрылки, причем можно считать $C_{y_{\max}} \approx 1,1$.
 2. Максимальная скорость $V_{\max}$ (на уровне моря):

$$V_{\max} = K \sqrt[3]{\frac{P}{q}} \text{ км/час.}$$

Значение коэффициента K :

- $K = 90$ — для плохих самолетов с большим количеством стоек и расчалок и плохо обтекаемых;
 $K = 100$ — для самолетов средних;
 $K = 110$ — для хорошо зализанных самолетов;
 $K = 120$ — для самолетов отличной формы, с минимальным количеством деталей в потоке, с убранными шасси и т. п.

3. Максимальная скорость на высоте $V_{\max}$:

$$V_{\max} = K \sqrt[3]{\frac{P}{q}} \cdot \sqrt[3]{\frac{1}{\Delta}} \text{ км/час.}$$

Значения коэффициента K те же, что и для $V_{\max}$.

Значения Δ берутся из таблиц международной стандартной атмосферы.

4. Вертикальная скорость u :

$$u = 50 \frac{N}{G} - \frac{C_x}{C_y} \cdot 4,8 \sqrt{P} \text{ м/сек.}$$

При подсчетах принимаются следующие значения $\frac{C_x}{C_y}$:

- $\frac{C_x}{C_y} = \frac{1}{6}$ — для плохих самолетов;
 $\frac{C_x}{C_y} = \frac{1}{8}$ — для средних самолетов;
 $\frac{C_x}{C_y} = \frac{1}{10}$ — для хороших самолетов;
 $\frac{C_x}{C_y} = \frac{1}{12}$ — для очень хороших (с убранными шасси) и т. п.

5. Время подъема от высоты H_1 до высоты H_2 :

$$t = \frac{H_2 - H_1}{60 \cdot u_0} \text{ н.,}$$

где H_2 и H_1 — высота в м.

u_0 — вертикальная скорость в начале подъема в м/сек.

6. Потолок H м:

$$H = 13000 \lg \left[N_g \cdot \eta \cdot \frac{1}{\sqrt{C^3}} \cdot \frac{\sqrt{C_y^3}}{C_x} \cdot \sqrt{P_0} \cdot \sqrt{S} \cdot 75 \right],$$

где N_g — эквивалентная мощность мотора у земли,

η — к. п. д. винта,

P_0 — плотность воздуха у земли, равная $\frac{1}{8}$.

7. Дальность D км (на крейсерской скорости $V_{кр}$):

$$D = 270 \cdot \frac{G_{гор}}{G} \cdot \frac{\eta}{C_e} \cdot \frac{C_y}{C_x} \text{ км},$$

где $G_{гор}$ — полный вес горючего в кг,

η — к. п. д. винта,

C_e — удельный расход горючего в кг/л. с. ч.

За неизменением данных можно принять $\eta = 0,75$ и $C_e = 0,25$. Тогда формула упрощается:

$$D = 800 \frac{G_{гор}}{G} \cdot \frac{C_y}{C_x} \text{ км}.$$

$\frac{C_y}{C_x} = \mu$ — качество самолета. Можно принять $\mu = 9 - 12$;

$$\mu_{ср} = 10.$$

$$8. \quad V_{кр} = (0,8 - 0,9) V_{max}$$

$$9. \quad N_{кр} = (0,5 - 0,7) N_{max} \text{ (в л. с.)}$$

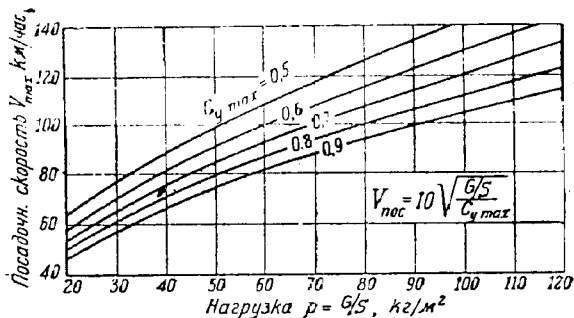
Таким образом все вышеприведенные формулы заменяют собой упрощенный аэродинамический расчет, достаточно просты и удобны для работы. Не следует только забывать, что все эти формулы основаны на средних значениях коэффициентов и без учета особенностей данного профиля крыла, а потому, естественно, обладают относительной точностью. Они пригодны только для первоначального определения и проверки основных размеров самолета. Выбрав эти размеры и сделав первые эскизы общего вида гидросамолета, необходимо сделать аэродинамический расчет первого приближения с учетом лобового сопротивления по данным Чесалова, или Пышнова (см. „Труды ЦАГИ“ № 42, „Аэродинамика самолета“, ч. I Пышнова и „Справочник по расчету самолетов на прочность“). Лишь на основании этого расчета можно судить о правильности выбора.

В заключение даем целый ряд графиков, заимствованных из статьи Ольховского, помещенной в журнале „ТВФ“ № 4, 1928 г. и в журнале „Aéronautique“ за декабрь 1928 г. Некоторые графики перестроены для увеличения диапазона удельных нагрузок (фиг. 62—67). Все графики проверены по данным гидросамолетов, вышедших за все последние годы (до 1934 г. включительно). Большинство гидросамолетов средних классов целиком и полностью укладывается в данные, получаемые по графикам.

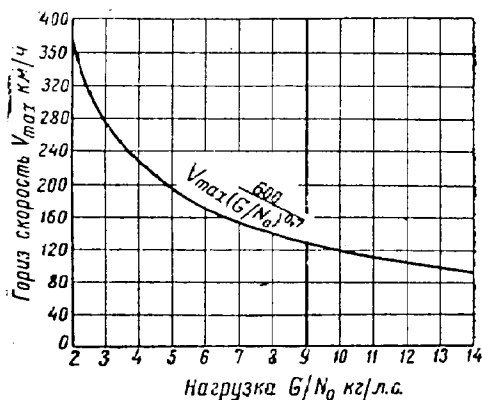
Исключение составляют первоклассные гидросамолеты Сикорского „S-42“ и „S-43“ и некоторые другие. Метод графиков преследует лишь предварительное определение основных размеров (график, определяющий V_{max} по нагрузке на 1 л. с., т. е. $V_{max} = f(q)$, дает преуменьшенные результаты и поэтому здесь не приводится).

После получения основных размеров (по графикам или формулам быстрого подсчета) необходимо провести полный и подробный аэродинамический расчет.

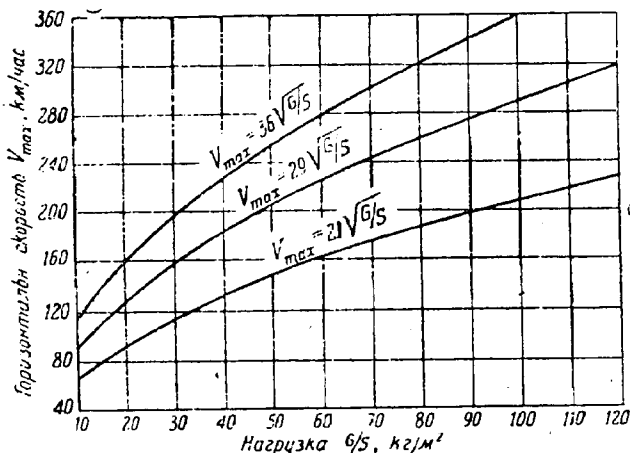
Для определения других размеров крыла, т. е. его глубины и размаха, необходимо выбрать значение удлинения крыла.



Фиг. 62. Зависимость посадочной скорости самолета от нагрузки и профиля крыльев.

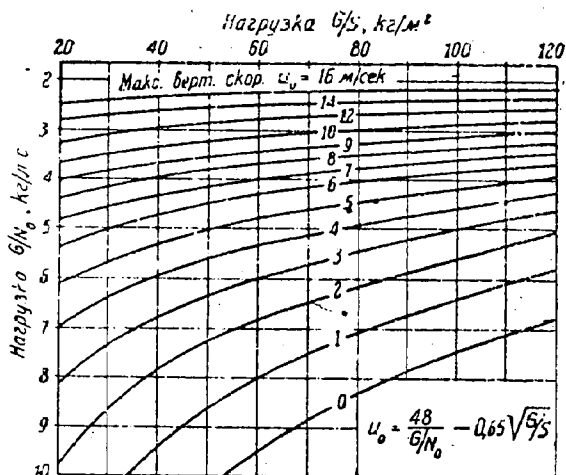


Фиг. 63. Зависимость максимальной горизонтальной скорости самолета от нагрузки на единицу мощности мотора.

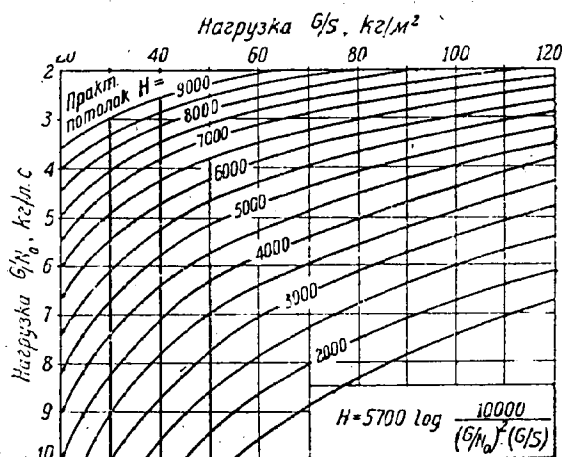


Фиг. 64. Зависимость максимальной горизонтальной скорости от нагрузки на единицу площади крыльев.

В практике проектирования конструктор, имеющий уже опыт постройки машины данного типа, выбирает значение на основании опыта. Кроме того, для целого ряда машин данного класса имеются



Фиг. 65. Зависимость максимальной вертикальной скорости самолета от удельных нагрузок.



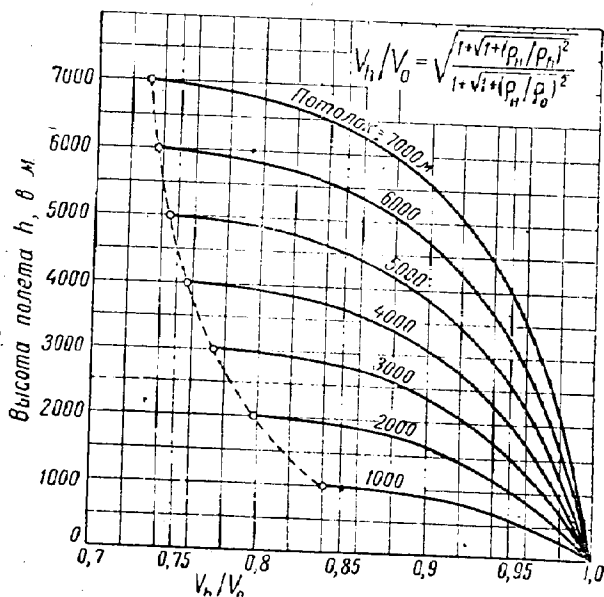
Фиг. 66. Зависимость потолка самолета от удельных нагрузок.

некоторые точные стандартные значения. Например, для целого ряда монопланов лодочных гидросамолетов небольшого тоннажа (около 3,5—5 т) значения λ не выходят из диапазона 6,0—6,75. Увеличение λ влечет за собой обычно увеличение веса крыла из-за необходимости обеспечить достаточную жесткость его. Поэтому увлечение большим

удлинением вследствие перетяжеления крыла может свести на-нет все-его выгоды.

В случае затруднений или неуверенности в выборе удлинения самое лучшее сделать исследование, задаваясь при одном и том же значении площади крыла S различными величинами удлинений λ . Иногда эти варианты значительно усложняются благодаря тому, что варьируют одновременно и площадью и удлинением.

По этому вопросу написано немало книг и статей специального содержания; привести здесь все предлагаемые способы трудно за не-



Фиг. 67. Зависимость горизонтальной скорости от высоты полета и потолка.

достатком места. В бипланной схеме могут быть получены значения λ , большие, чем в моноплане. Для монопланов крыльев они обычно колеблются в среднем (5)—6,0—8,0 (10,0) (в скобках даны значения, встречающиеся редко).

Верхний предел λ —10,0 был создан Рорбахом в гидросамолете „Rodra“ со свободнонесущим монопланым металлическим крылом.

Таким образом, выбрав значение λ и площадь S , легко получить все остальные размеры крыла.

Для монопланного крыла размах определяется по формуле:

$$R = \sqrt{\lambda \cdot S} \text{ м.}$$

Если крыло выбрано с постоянной хордой, как это часто бывает в бипланах или подкосных монопланах, то хорда крыла определяется просто:

$$t = \frac{R}{\lambda}.$$

В этом случае приходится несколько корректировать форму конца крыла. При закругленном или эллиптическом конце крыла значение хорды будет несколько больше, чем выходит по этой формуле. В случае моноплана со свободнонесущим крылом вопрос несколько усложняется. И с точки зрения аэродинамики, и с точки зрения прочности такому свободнонесущему крылу выгодно придать либо трапецевидную, либо эллиптическую форму. Тогда наибольшие изгибающие моменты у корня крыла будут восприниматься наибольшими сечениями крыла. В прежних конструкциях применялось почти стандартное отношение оснований трапеции крыла, равное:

$$\frac{t_{\max}}{t_{\min}} = 2.$$

Это давало совершенно нерентабельную высоту профиля в корне крыла и заставляло сильно утяжелять сечения в этом месте.

Rohrbach в своем гидросамолете „Romag“ впервые отошел от этого стандарта в сторону его увеличения. Отношение хорды, взятой у корня крыла, к хорде на конце у „Romag“ составляет:

$$\frac{t_{\max}}{t_{\min}} = 3,5.$$

Это дает при сохранении λ высокий лонжерон у корня, а следовательно, возможность создания жесткого крыла.

Теперь обычно в свободнонесущих трапецевидных крыльях принимают отношения хорд от 2,5 до 3,5. Это, помимо увеличения строительной высоты лонжерона, дает значительное уменьшение максимальной величины изгибающего момента от аэродинамических сил.

Выбор профиля крыла обуславливается, помимо аэродинамических соображений, еще и прочностью, а также конструктивными удобствами.

С точки зрения экономии материалов, упрощения спецификаций (минимальный сортамент труб, профилей и т. п.), унификации многих деталей и узлов выгодно иметь такой профиль крыла, который позволил бы разместить лонжероны в крыле так, чтобы высота их была одинакова или приблизительно одинакова.

Обычно в монопланых крыльях лонжероны по хорде крыла распределяются (фиг. 68) следующим образом:

$$\left. \begin{array}{ll} \text{передний лонжерон} & a-15-20\% t \\ \text{задний} & b-60-65\% t \end{array} \right\} \text{ в среднем}$$

В кессонных крыльях (с работающей обшивкой между лонжеронами) разбивка делается симметричной относительно линий 30 или 35% t . Тогда лонжероны располагаются так:

$$\left. \begin{array}{ll} \text{передний лонжерон} & 15\% t \\ \text{задний} & 45-55\% t \end{array} \right\} \begin{array}{l} \text{(в зависимости от} \\ \text{базовой линии} \\ \text{30 или 35\% } t) \end{array}$$

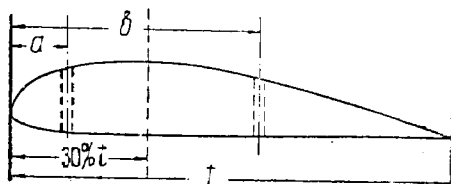
В бипланных коробках лонжероны раздвигаются несколько шире, а именно:

$$\left. \begin{array}{ll} \text{передний лонжерон} & 10-15\% t \\ \text{задний} & 60-70\% t \end{array} \right\}$$

Можно произвести соответствующее исследование о наивыгоднейшем расположении лонжеронов по хорде крыла в зависимости от точек

приложения аэродинамических сил, но так как места лонжеронов обычно связываются с разбивкой шпангоутов лодки, то вопрос расположения их является вопросом конструктивной увязки. Если разбивки не выходят из пределов, указанных выше, то уточнение особых выгод не дает. Такое исследование имеет смысл производить только в очень крупных машинах, у которых хорда крыла имеет очень большую величину.

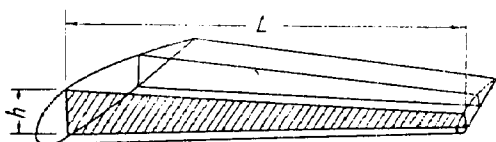
После того, как выбраны размеры крыла, т. е. размах, хорда крыла и примерное расположение лонжеронов, нужно определить необходимую высоту профиля крыла в местах лонжеронов. Так как вес самолета известен, нормы прочности заданы и размеры крыла выбраны, то для



Фиг. 68. Размещение лонжеронов по хорде крыла моноплана.

этой цели легко построить изгибающие моменты крыла. Задаваясь материалом лонжеронов, а следовательно, и его механическими качествами, можно получить необходимую высоту лонжеронов.

Расчет этот, не претендующий на высокую точность, не представляет каких-либо затруднений, но все же он довольно громоздок и требует значительного времени. Поэтому для первоначальных прикидок можно пользоваться следующими данными практики.



Фиг. 69. Схема расположения лонжеронов.

Обозначая длину лонжерона через l , а высоту у корня через h (фиг. 69), получим по данным практики допустимые значения отношений:

$$a = \frac{l}{h}$$

для различных материалов, а именно:

$$\text{для дерева } \max \frac{l}{h} \leq 12-15$$

$$\text{„ дюралю } \max \frac{l}{h} \leq 15-17$$

$$\text{„ стали } \max \frac{l}{h} \leq 17-20$$

Отсюда, зная размах крыла, легко определить необходимые высоты лонжеронов.

Таким образом количество профилей значительно сокращается, так как пригодны только те, которые удовлетворяют данным высотам. Теперь, зная условия, соответствующие требованиям прочности, остается подобрать профиль, выгодный в аэродинамическом отношении.

Основные принципы подбора профилей изложены в статье А. О. Машкевича в сборнике „Самолетостроение“, т. II. „Библиотека

авиационного инженера¹. Подбор профиля производится по следующим показателям: высокие значения C_y на посадочных углах; минимальные значения C_{xi} ; высокие отношения $\frac{C_y}{C_x}$ (высокое качество крыла) и минимальные значения C_{m0} (при $C_y = 0$).

Высокие значения C_y на посадочных углах обеспечивают минимальную посадочную скорость, минимальные C_x , высокие скорости полета; высокое качество профиля обеспечивает в большой мере дальность полета и вообще хорошие летные качества самолета, а минимальное значение C_{m0} — минимальный крутящий момент, действующий на крыло, а значит, облегчает конструкцию.

Конечно, при проектировании каждой новой машины необходимо сделать соответствующие изыскания наиболее выгодного профиля, для чего можно проделать несколько аэродинамических расчетов для одних и тех же исходных параметров (S , λ и т. п.), но с разными профилями, или даже вводя варианты и для исходных величин. Но в практике самолетостроения есть целая группа профилей, прекрасно себя оправдавших, и потому весьма часто применяемых, повидимому, даже без особых изысканий. Митчелл, конструктор гоночных гидросамолетов Supermarine, в продолжение уже многих лет применяет профиль „RAF-30“, хотя машины эти сильно отличаются друг от друга. Американцы для тех же целей применяют профили „RAF-34“, „Clark-Y“.

Многие профили, дающие прекрасные характеристики в продувках моделей, совершенно не оправдывают себя в натуре. По видимому, здесь играет роль разница в числе Рейнольдса для масштаба модели и для натуре. Некоторые профили, наоборот, в натуре повторяют прекрасные качества своих моделей. Таким образом создан ряд „фаворитных“ профилей. К их числу необходимо отнести „Clark-Y“, „Göttingen-387“, „Göttingen-436“, „M-6“, „M-12“, „Saint-Syr“-35 A, „RAF-34“, „MOC-27“.

Ниже мы приводим характеристики некоторых таких профилей (фиг. 70—79).

Помимо высоких характеристических данных, эти профили удобны и в конструктивном отношении.

Для свободонесущих монопланов из условий прочности необходимо сделать крыло у корня более толстым, чем на конце. Высота профиля характеризуется его относительной толщиной, т. е. отношением высоты профиля h к хорде t , выраженным в процентах:

$$l = \frac{h}{t} \cdot 100\%$$

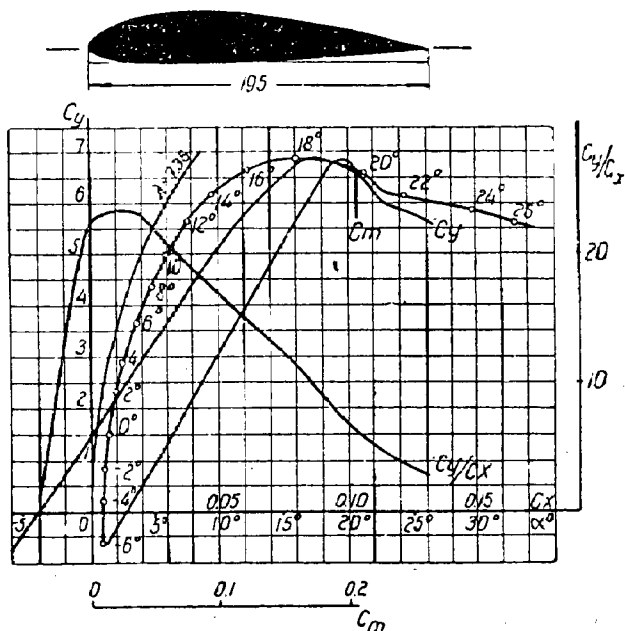
Обычно у корня крыла относительную толщину l принимают (16)—18—20 (23)% (в скобках приведены значения, редко встречающиеся в морских машинах), а на конце 10—11%, что в связи с уширением крыла по направлению к корню обеспечивает достаточную прочность и жесткость.

Чем тоньше крыло, тем выше его аэродинамические характеристики. Исходя из этого, конструктору надлежит выбрать профиль с хорошими

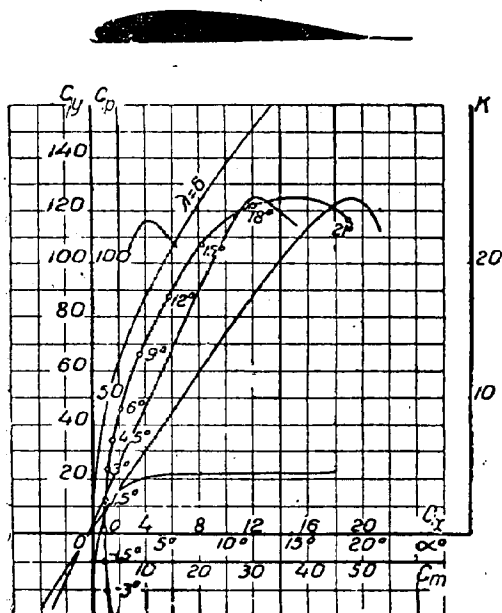
¹ См. также статью инж. Кривидского, Выбор профиля крыла, журнал „Самолет“ за июнь 1935 г.

h	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32	33	34	35	36	37	38	39	40	41	42	43	44	45	46	47	48	49	50	51	52	53	54	55	56	57	58	59	60	61	62	63	64	65	66	67	68	69	70	71	72	73	74	75	76	77	78	79	80	81	82	83	84	85	86	87	88	89	90	91	92	93	94	95	96	97	98	99	100
0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32	33	34	35	36	37	38	39	40	41	42	43	44	45	46	47	48	49	50	51	52	53	54	55	56	57	58	59	60	61	62	63	64	65	66	67	68	69	70	71	72	73	74	75	76	77	78	79	80	81	82	83	84	85	86	87	88	89	90	91	92	93	94	95	96	97	98	99	100

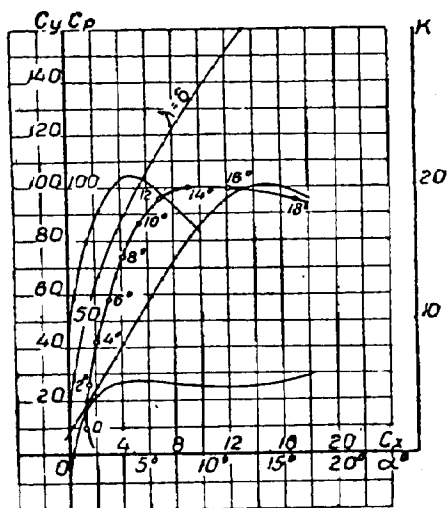
Эти же орды
наты для лод
бы 180 дюйм
толщ проф
273%



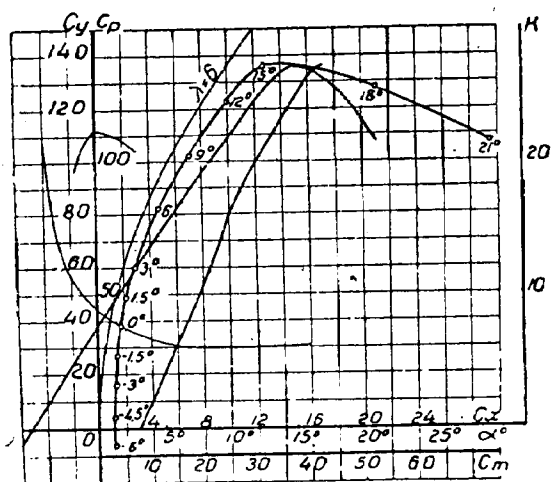
Фиг. 70. МОС-27.



Фиг. 71. „Göttingen-546“.



Фиг. 74. RAF-34.

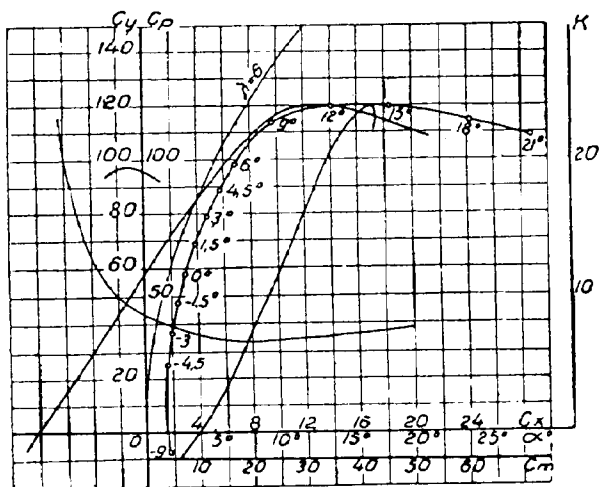


Фиг. 75. NACA „Clarc-Y“.

аэродинамическими данными при сравнительно небольшой относительной толщине, дающей, однако, достаточную высоту лонжеронов (для чего крыло и уширяется к корню).

Можно было бы выбрать два профиля: один, удовлетворяющий условиям, предъявляемым к корню крыла, а другой — для конца крыла; в промежутке же поставить профили, переходящие из одного в другой. Такой выбор сделать трудно, так как очень мало профилей обладает одним и тем же характером изменения своих кривых — характеристик. Разнородные же профили могут доставить ряд неожиданных неприятностей.

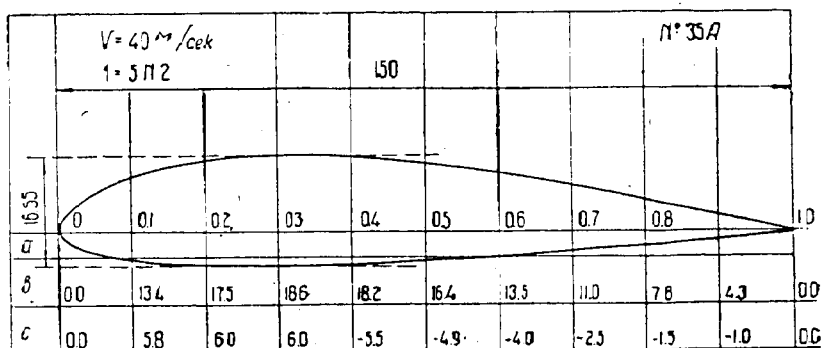
Часто поступают иначе: если в корне выбрана относительная толщина 20%, а на конце — 10%, то средняя толщина профилей будет 15—16%.



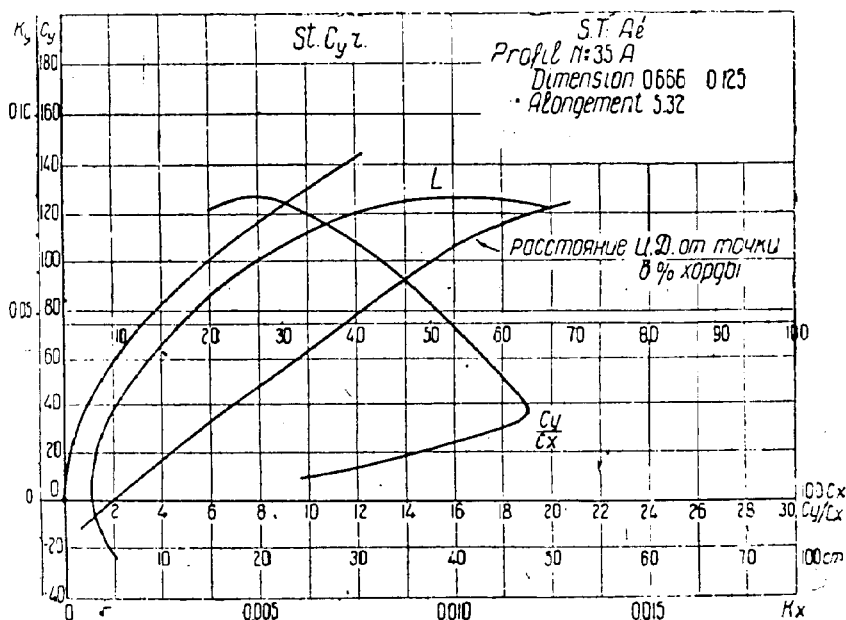
Фиг. 78. NACA „USA“, 35A.

В этом случае для всего крыла выбирают профиль 15—16% толщины, обладающий достаточно высокими свойствами (например „Clark-Y“, „МОС-27“ и т. п.) и затем его модифицируют, утолщая на 20% для корня и уменьшая до 10% в конце крыла. Способы модификации профилей крыльев изложены в специальной книге Toussin „Theorie et tracés des profils d’ailes sustentatrices“.

Для получения точной поляры такого крыла необходимо провести продувки модели крыла с профилями, модифицированными на те толщины, которые указаны выше. Только такие продувки могут быть достаточной базой для дальнейших аэродинамических исследований. Для предварительных же аэродинамических просчетов можно принять за поляру такого крыла поляру среднего профиля с известным приближением.



α°	-5.55	-2.11	0.52	3.56	6.61	9.44	12.69	15.72	18.74	21.73
100 C_y	-25.4	-6.66	13.02	33.05	57.40	85.6	98.9	114	124.8	122
100 C_x	2.13	1.26	1.15	1.78	3.31	5.35	7.58	10.36	13.67	20.06
C_y/C_x	-11.92	5.23	11.30	18.80	17.52	16.0	13.05	11.00	9.12	5.97
100	2.5			11.2	25	32.5	37.6	44.4	52.4	52.5



Фиг. 79. „Saint-Syr“, 35A.

После выбора площади S , удлинения λ , размаха R и профиля крыла определяют способами, изложенными ниже, другие размеры самолета. Далее делают эскизы первого общего вида и на основании статистических данных задаются сечениями стоек, расчалок и прочих деталей. Затем приступают к составлению приблизительной сводки лобовых сопротивлений, которую вводят в аэродинамический расчет (предварительный или первого приближения). На этом основании вносят в выбранные размеры некоторые коррективы и таким образом получают окончательные размеры (S , λ , R) и профиль крыла.

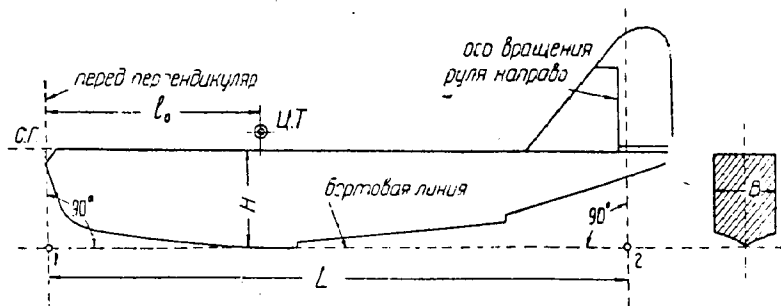
5. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ РАЗМЕРОВ ЛОДОК И ПОПЛАВКОВ

Основными размерами корпуса лодки являются:

- а) длина лодки L ,
- б) ширина лодки B ,
- в) высота борта H .

Под длиной лодки L подразумевается расстояние от переднего перпендикуляра до оси вращения руля направления гидросамолета (фиг. 80).

Такое условие необходимо потому, что многие гидросамолеты имеют несколько удлиненный кормовой конец лодки, необходимый только для



Фиг. 80. Схема основных размеров лодки.

защиты руля направления от ударов при спуске, а не для улучшения гидростатических или гидродинамических свойств. Кроме того, многие военные гидросамолеты большого тоннажа имеют в корме специальное помещение для стрелка и пулеметного оборудования.

Принятое условие введет единообразие в понимание термина „длина лодки“ и даст возможность определять наилучшие соотношения независимо от всяких конструктивных надстроек.

Под шириной лодки B подразумевается наибольшая ширина ее (по мидель-шпангоуту).

Под высотой лодки H подразумевается расстояние от нижней точки килевой линии до верхней бортовой линии, называемой строительной горизонталью (фиг. 80).

Для определения основных размеров лодки пользуются эмпирическими формулами, выведенными на основании многолетних опытов — и потому достаточно надежными.

а. Длина лодки

Для предварительного определения величины L существует несколько формул, из которых наиболее простая:

$$L = C \sqrt[3]{D},$$

где L — длина лодки в м;

D — нормальное водоизмещение, равное полетному весу самолета в кг;

C — эмпирический коэффициент.

Значения C меняются в пределах 0,795—0,9.

Линтон Гоп (Linton Hop), которому принадлежит эта формула, рекомендует брать коэффициент $C = 0,795$, но в этом случае лодки получаются несколько короткими.

Лучшие результаты, которые близки к результатам, полученным другими способами определения длины, будут при $C \approx 0,87—0,9$.

Французы для определения длины пользуются двумя формулами: одна пригодна для лодок длинных (т. е. для монопланов) гидросамолетов типа Dornier, Rohrbach, Fokker и т. п.), а другая — для лодок коротких (т. е. для бипланов гидросамолетов типа Savoia, CAMS, Short и др.).

1. Длинные лодки (для монопланов):

$$L = [1,138 \sqrt[3]{D} - 3,8] \text{ м.}$$

Значения символов те же, что и в предыдущей формуле. Формула пригодна для гидросамолетов с тоннажем от 2000 до 48 000 кг.

2. Короткие лодки (для бипланов):

$$L = (6,36 \sqrt[3]{D} - 13,2) \text{ м.}$$

Обозначения те же. Формула пригодна для гидросамолетов с тоннажем до 18 000 кг.

Для поплавковых гидросамолетов с двумя длинными поплавками формула для определения длины поплавков имеет вид:

$$L = (0,733 \sqrt[3]{\frac{D}{2}} - 0,81) \text{ м,}$$

где D — полное водоизмещение двух поплавков для ватерлинии, равное полетному весу самолета, в кг.

Эти французские формулы дают очень хорошие результаты. Формула Линтона Гопа дает длины лодок, близкие к длинам, определяемым по французской формуле длинных лодок при подстановке коэффициентов $C = 0,87—0,9$.

Длина ватерлинии может быть приблизительно определена по формуле:

$$L_{WL} = 0,6 \sqrt[3]{D} \text{ м.}$$

6. Ширина лодки

Ширина лодок гидросамолетов колеблется в пределах:

$$B = \left(\frac{1}{7} - \frac{1}{10} \right) L.$$

Ширина лодки характеризуется числом или индексом Магальди:

$$\mathcal{M} = \frac{G}{B^2},$$

где G — вес в полете в кг,

B — максимальная ширина лодки.

Число Магальди — удельная нагрузка, приходящаяся на площадь квадрата, стороны которого равны ширине лодки. Иначе это отношение называется „нагрузкой на квадрат редана“.

В практике французского, английского и итальянского гидросамолетостроения значения числа Магальди $\mathcal{M}$ лежат в пределах 800—1200 кг/м².

При увеличении веса и размеров самолета числа Магальди немного растут, достигая 1500—1600 кг/м².

Гидросамолеты с небольшими значениями числа Магальди показывают, что лодки их имеют сравнительно большую ширину. Гидропланные качества этих лодок достаточно высоки, но зато посадка на более или менее высокую волну сопровождается сильными ударами. При таких жестких ударах о волну нередко пробивается днище. Rohrbach для достижения мореходности пошел по пути уменьшения ширины лодки. При этом хотя удельная нагрузка на днище и увеличивается в очень сильной степени, но благодаря небольшим размерам и небольшой ширине лодки увеличение веса ее, вызванное усилением данного набора, незначительно.

Значения чисел Магальди у Rohrbach достигают $\mathcal{M} = 3850—4750$ кг/м². Но такие высокие удельные нагрузки применял только Rohrbach. Ни один из европейских или американских конструкторов не пошел по этому пути (табл. 27), да впоследствии и сам Rohrbach в своих новых проектах (см. „Aéronautique“, февраль, 1932 г.) отказался от таких нагрузок.

При конструировании новых гидросамолетов на основании данных практики рекомендуется придерживаться следующих значений $\mathcal{M}$:

для тоннажа	800—1200	кг	...	$\mathcal{M} = 700—850$	кг/м ²
„	3000—5000	„	...	$\mathcal{M} = 1100—1500$	„
„	8000—15000	„	...	$\mathcal{M} = 1750—2500$	„

Как видно, рекомендуемые значения удельных нагрузок несколько выше принятых в европейской и американской практике, но значительно ниже удельной нагрузки Rohrbach. Эти значения, проверенные практикой, дали лодки с очень хорошей мореходностью. При этом необходимо заметить, что основные формы лодок и образования днища были все же построены по принципам Rohrbach, т. е. лодки отличались довольно сильной килеватостью и большими волнорезами в носовой части.

В практике метод подбора рациональной ширины лодки помощью индекса Магальди весьма распространен.

№ по пор.	Наименование самолета	Вес в по- лете, кг	Ширина лодки, м	Индекс Магальди
1	Амфибия Шаврова «Ш-2»	937	1 160	700
2	Lioré et Olivier-180	1 100	1 150	830
3	Towle «TA-3»	2 815	1 900	785
4	Savoia «S-62 bis»	4 100	2 000	1 000
5	Sikorsky «S-38»	4 800	2 000	1 200
6	Consolidated «Commodore»	8 000	2 100	1 100
7	Lioré et Olivier-242	8 000	2 500	1 275
8	Dornier „Wal“, 1933	8 000	2 700	1 100
9	Short Singapore II	12 600	3 000	1 400
10	Bleriot „Zapatta-5190“	22 000	3 700	1 600
Лодки Rohrbach				
11	„Rostra“	8 400	} 1 800	2 600
		9 500		2 925
12	„Rocco“	10 500	1 650	3 850
13	„Romar-I“	14 500	2 000	3 625
14	„Romar-II“	19 000	—	4 750

Удачный выбор индекса M по этому методу (основанному, главным образом, на статистических данных или на данных собственного опыта) зависит от опытности конструктора а потому не может быть ограничен какими-либо формулами.

Англичане (Linton Hop) определяют ширину лодки по формуле:

$$B = 0,0365 \left(\frac{P^2}{T_0} \right)^{0,37},$$

где P — вес в кг,

T_0 — мощность в л. с.,

B — ширина лодки в м.

Французы пользуются формулой Гуреля:

$$B^2 = \frac{(P - p)^3}{5 T_0 \cdot \eta^2},$$

где B — ширина лодки в см,

P — вес гидросамолета с перегрузкой в 150%, равный $G \cdot 1,15$ кг,

T_0 — мощность в л. с.;

$\eta = 0,8 - 0,9$ — к. п. д. винта.

$$p = K_{y_{\max}} \cdot S V_p^2,$$

где S — площадь крыльев в м²;

$K_{y_{\max}}$ — максимальный коэффициент подъемной силы крыла;

V_p — скорость бега на редане ≈ 45 км/час;

Все эти формулы имеют эмпирический характер и составлены на основании обработки целого ряда испытаний гидросамолетов. Послед-

няя формула (Гуреля) исходит из бега гидросамолета на редане, так как величина $(P - p)$ — нагрузка на воду во время бега на редане, причем вес гидросамолета берется с нормальной допустимой перегрузкой 15%.

Наконец, приведем еще формулу Blanchard:

$$B = (1,13 P)^{\frac{1}{2,3}},$$

где B — ширина лодки у мидель-шпангоута в м,

P — вес гидросамолета в т.

А. Годж (Gouge) для определения ширины лодки рекомендует пользоваться формулой:

$$B = 0,1425 \sqrt[3]{D},$$

где B — ширина в м,

D — водоизмещение в кг.

Для определения ширины поплавков поплавковых гидросамолетов можно пользоваться этими же формулами, относя на поплавок вес $\frac{G}{2}$.

Если проектируется поплавок гидросамолет и при проектировании придерживаются какого-либо уже существующего образца, то французы рекомендуют следующую формулу перехода от образца к аналогии:

$$\frac{B_1}{B_2} = \sqrt{\frac{N_1}{N_2}},$$

где B_1 — ширина существующего поплавка,

B_2 — ширина проектируемого поплавка,

N_1 — мощность существующего гидросамолета,

N_2 — мощность проектируемого гидросамолета.

Все эти формулы английского и французского происхождения, рекомендуемые известными специалистами по гидросамолетам, дают значения ширины лодки применительно к принятым у них образцам, т. е. получаются довольно широкие лодки с малыми числами Магальди. Поэтому при выборе ширины лодки лучше все же сначала исследовать, как эти задачи решены в других аналогичных гидросамолетах методом сравнения индекса Магальди.

Высота лодки зависит от очень многих факторов: от осадки лодки T , расстояния задней кромки крыла до воды и т. д. Так как все эти факторы предусмотреть какими-либо нормами нельзя, то приходится определять высоту лодки по частям.

Начнем с определения осадки лодки T .

Точно осадка лодки определяется лишь тогда, когда известны все размеры лодки и ее точные обводы, т. е. когда готов теоретический чертеж лодки. Но для изготовления теоретического чертежа необходимо заранее увязать все элементы самолета. Поэтому конструктору необходимо для первых прикидок выяснить хоть приблизительно, возможную осадку.

Для этого необходимо знать следующие размеры: длину ватерлинии $L_{вл}$, ширину лодки B и коэффициент полноты водоизмещения δ .

1. Коэффициентом полноты водоизмещения δ называется отношение погруженного объема лодки к объему прямоугольного параллелепипеда, длина которого совпадает с длиной ватерлинии L_{WL} , ширина которого равна ширине лодки B , высота — осадке лодки T . Этот коэффициент полноты, следовательно, может быть выражен так:

$$\delta = \frac{V}{L_{WL} \cdot B \cdot T},$$

где V — объем подводной части.

Следует иметь в виду, что существуют еще два рода коэффициентов полноты.

2. Коэффициент полноты площади мидель-шпангоута, равный отношению площади мидель-шпангоута к площади описанного прямоугольника. Этот коэффициент обозначается через μ :

$$\mu = \frac{\otimes}{B \cdot H},$$

где $\otimes$ — площадь мидель-шпангоута.

3. Коэффициент полноты площади грузовой ватерлинии, равный отношению площади грузовой ватерлинии к площади описанного прямоугольника. Этот коэффициент обозначается γ :

$$\gamma = \frac{F_{WL}}{L_{WL} \cdot B},$$

где F_{WL} — площадь WL .

Если рассматривается только погруженный объем лодки, то коэффициенты полноты δ и μ относятся к осадке T ; если же определяется полный объем всей лодки, то они относятся к высоте лодки H .

Значения коэффициентов полноты для разных гидросамолетов лежат в следующих пределах:

1. $\mu = 0,75 - 1,0$

0,75 — для сильно фигурных сечений и для сильно килеватых лодок, 1,0 — для лодок, у которых сечения — прямоугольники

2. $\gamma = 0,65 - 0,85$

3. $\delta = 0,35 - 0,50$

Значение $\delta = 0,35$ было получено для поплавок гоночной машины с очень сильной килеватостью и криволинейным очертанием бортов.

Значение $\delta = 0,5$ относится к лодкам или поплавкам с плоским днищем и с сечениями, близкими к прямоугольникам.

Наиболее часто встречаются значения коэффициента:

$$\delta = 0,43 - 0,47.$$

Для первых прикидок можно брать $\delta = 0,45$, если днище килеватое и $\delta = 0,5$, если днище плоское.

Определив значение коэффициентов полноты, можно приступить к определению осадки T .

Осадка T определится из формулы:

$$D = G_{пол} = \delta \cdot L_{WL} \cdot B \cdot T,$$

где D — нормальное водоизмещение, равное полетному весу гидросамолета $G_{\text{пол}}$.

Отсюда

$$T = \frac{D}{\delta \cdot L_{WL} \cdot B} \text{ м.}$$

Французы осадку определяют по более сложной формуле:

$$T = 0,8 \left[\frac{G_{\text{пол}}}{B \cdot l_0} + \frac{B \cdot \text{tg}(\alpha + 5)}{3} \right] \text{ м,}$$

где $G_{\text{пол}}$ — полный полетный вес в мг ;

B — ширина мидель-шпангоута в м ;

l_0 — длина носовой части лодки до ц. т. в м ;

α — амортизационный угол (угол килеватости) у реданного шпангоута в градусах.

Для поплавковых гидросамолетов в этой формуле вес

$$G_{\text{пол}} \text{ заменяется } \frac{G_{\text{пол}}}{2}.$$

После определения осадки необходимо определить высоту надводного борта, которая определяется положением крыла.

В гидросамолетах среднего тоннажа (3,5—5,0 м) с бипланной схемой коробки крыльев расстояние от задней кромки крыла до воды равняется 600—800 мм .

Для того же тоннажа, но в монопланной схеме, это расстояние равно 750—900 мм .

Для гидросамолетов более крупного тоннажа это расстояние сильно разнится одно от другого. Встречаются размеры 1200—1500 мм .

Rohrbach на гидросамолете „Roma“ в 19 000 кг при максимальной ширине крыла у корня около 7500 мм поставил крыло так, чтобы расстояние задней кромки крыла от воды составляло всего около 1100 мм .

Во всяком случае высота надводного борта составляет для лодок:

$$H_{н.б.} \approx (1,0—1,5) T;$$

полная высота лодки от киля до строительной горизонтали:

$$H = (1,0—1,5) T + T \approx (2,0—2,5) T.$$

В технических условиях обычно заключается требование, чтобы общий запас пловучести лодки при полном нагружении составлял 250—400% (каждый раз указывается конкретное значение необходимого запаса пловучести).

Определив величины L , B и H и приняв $\delta \approx 0,45$, находим полный объем лодки:

$$\Omega = \delta \cdot L \cdot B \cdot H.$$

Обозначая нормальное водоизмещение буквой D , определим запас пловучести:

$$K = \frac{\Omega - D}{D} \cdot 100\%.$$

Для лодочных гидросамолетов запас пловучести лежит в пределах $K = 250-400\%$. Сикорский в своей новой машине „S-43“ весом ~ 8000 кг дает запас пловучести $\sim 690\%$. Для поплавковых гидросамолетов

$$K = 90-100\%$$

В гоночных машинах запас пловучести доходит до $40-45\%$, в однопоплавковых гидросамолетах запас пловучести — $50-75\%$.

Теперь остается только дать приближенные формулы для определения длины носовой части лодки (от переднего) перпендикуляра до ц. т.).

Эту длину мы обозначим l_0 (см. фиг. 80).

Для величины l_0 французы дают следующие выражения:

$$l_0 = 0,415 \sqrt[3]{\frac{N \cdot h}{B^3}}$$

где N — мощность моторов в л. с.,

h — расстояние от оси винта до касательной к килю лодки в м,

B — ширина мидель-шпангоута в м.

Для поплавкового самолета эта формула имеет вид:

$$l_0 = 0,415 \sqrt[3]{\frac{N \cdot h}{2 \cdot B^3}}$$

6. УВЯЗКА ФОРМЫ ЛОДКИ С ПРИНЯТЫМИ ОСНОВНЫМИ РАЗМЕРАМИ И С СУЩЕСТВУЮЩИМИ В ПРАКТИКЕ СООТНОШЕНИЯМИ

Полученные размеры лодки в дальнейшем требуют увязки и согласования между собой, чтобы имелась возможность дать лодке обводы, способствующие получению высокого гидродинамического качества. Нужно признаться, что нет точных способов и методов, чтобы сразу найти такие удачные обводы. Приходится делать несколько вариантов лодки, изготовить модели, и лишь путем протаски этих моделей в опытном бассейне (или, как иногда неправильно называют, в „гидроканале“) найти и выбрать наилучшие обводы и формы продольных и поперечных сечений.

Но для того, чтобы для первой протаски изготовить модель и наметить основные контуры лодки, практика дала несколько руководящих соотношений между основными размерами, которых необходимо придерживаться при составлении первых эскизов. Эти соотношения получены опытно-таки на основании изучения статистических данных.

Они связывают следующие основные измерения:

a — положение редана (или реданов) по длине,

b — положение ц. т. самолета по отношению к редану,

c — килеватость — поперечную и продольную — и формы поперечных сечений,

d — форму носа.

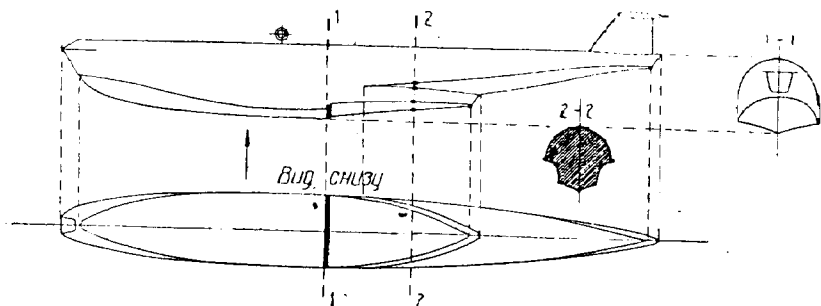
а. Положение реданов по длине (фиг. 81)

Положение первого редана по длине лодки определяется обычно для большинства лодок в пределах $38-42,5\%$ длины ее, т. е.

$$l_1 = (0,38-0,425) L.$$

применяются фирмами Dornier, Saunders, Fokker („B-IV“ и „Antares“), Hall („X2PN-Giant“) и др.

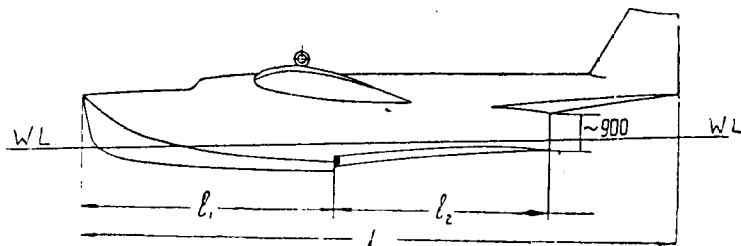
В этом типе лодка сама несет на себе оперение самолета и вся используется как пловучее тело. Но есть еще один тип лодок, которые непосредственно кончаются реданом водоизмещения. Оперение самолета в этом случае покоится на специальных балках или фермах, называемых



Фиг. 84. Лодка с реданом гидросамолета Consolidated.

„outrager“. Эти лодки приближаются по типу к поплавкам. Применяют их следующие фирмы: Savoia („S-55“), Douglas („Dolphin“) (фиг. 85), Privateer, Sikorsky („S-38“, „S-39“, „S-40“, „S-41“ и др.).

Sikorsky в своих последних типах „S-42“ и „S-43“ отошел от этой формы и применил равномерную лодку с высоко поднятым над ней крылом. Аут-трегеры отходят непосредственно от крыла.



Фиг. 85. Лодка Douglas „Dolphin“.

Гидросамолет Savoia „S-55“ покоится на двух таких коротких поплавках-лодках. Стабилизатор поддерживается двумя трубчатыми фермами, закрепленными на лодках.

Полной длиной лодки L в этом случае нужно считать расстояние от переднего перпендикуляра до оси шарниров руля направлений. Положение первого редана в этом случае не отступает от нормы. Приведенный метод определения измерений лодки позволит правильно расположить ее относительно коробки крыльев и самолета. Соотношения же длин носовой и кормовой частей самого пловучего тела не отличается в этом случае от норм для поплавков обычных поплавковых самолетов.

Это отношение колеблется в пределах

$$l_1 = (0,52 - 0,57) \cdot (l_1 + l_2).$$

Чаше всего встречаются соотношения, близкие к 0,52.

Фирма Short, создавшая почти классические соотношения между отдельными измерениями поплавков, положение первого редана определяет так:

$$l_1 \text{ от } 0,537 (l_1 + l_2) \text{ до } 0,520 (l_1 + l_2).$$

Приводим еще несколько соотношений для поплавков типа Short:

$$\frac{L}{B} = 8,25 - 8,75;$$

$$\frac{L}{H} = 9,25 - 9,55;$$

$$\frac{H}{B} = 0,865 - 0,885.$$

Положение ц. т. самолета от носа поплавка:

$$l_0 \approx 47,5 - 48,0\% \text{ от } (l_1 + l_2).$$

Запас пловучести:

$$K = 95 - 106\%.$$

Для поплавковых гидросамолетов с одним центральным поплавком соотношение измерений поплавков несколько меняется. Приводим эти соотношения — средние для ряда поплавков фирмы Vought, специализировавшейся на этом типе машин:

$$L = l_1 + l_2 \left\{ \begin{array}{l} \frac{L}{B} \approx 6,0; \\ \frac{L}{H} \approx 8,5; \\ \frac{H}{B} = 0,65; \\ l_1 \approx 0,57 L; \\ l_0 \approx 0,52 L. \end{array} \right.$$

Из приведенных соотношений видно, что в однопоплавковом самолете несколько возрастает ширина поплавка B . Кроме того, меняется и запас пловучести в сторону уменьшения, а именно — значения K лежат в пределах:

$$K = 50 - 75\%.$$

Последняя цифра взята для самолета „MF-6“ фирмы Fiat.

в. Углы продольной и поперечной килеватости (фиг. 81)

Угол продольной килеватости α образован продолжением касательной к килевой линии лодки в носовой части у редана α линией, соединяющей килевые точки переднего и заднего реданов.

У однореданных лодок этот угол образуется той же касательной и линией киля за реданом. Для двухреданных лодок α меняется в пределах:

$$\alpha = 5 - 10^{\circ}30'.$$

Для лодок наиболее частые значения $\alpha = 7,0 - 8^{\circ}30'.$

У поплавков угол α обыкновенно не принимает больших значений. Чаще всего встречаются углы $\alpha = 5 - 6^{\circ}.$

Уменьшение этого угла ведет к уменьшению углов хода при беге самолета на редане. Часто уменьшение этого угла является радикальным средством увеличения гидродинамического качества лодки, т. е. отношения

$$K' = \frac{A}{R},$$

где A — нагрузка на воду,

R — гидродинамическое сопротивление воды вследствие того, что сопротивление воды R уменьшается вместе с уменьшением углов хода.

Для однореданных лодок α меняется в пределах

$$\alpha = 9 - 14^{\circ}.$$

Наиболее часто встречается $\alpha \approx 10 - 11^{\circ}.$

Это приводит к большим углам хода и увеличению гидродинамического сопротивления.

Нужно признать двухреданные лодки более совершенными, чем однореданные, в смысле гидродинамического качества. Увеличение же аэродинамического сопротивления двухреданной лодки сравнительно невелико по сравнению с лодкой однореданной.

Что касается угла β , то его значения меняются в довольно сильной степени в зависимости от общей компоновки гидросамолета и от величины приподнятости хвостового оперения над водой. Кроме того, его значения мало отражаются на гидродинамических качествах лодок. Следует лишь заботиться при компоновке лодки, чтобы во время бега эта часть лодки не погружалась в воду.

У двухреданных лодок значения угла $\beta = 10 - 17^{\circ}.$ У однореданных лодок значения углов α и β совпадают.

Подъем килевой линии в носовой части лодки характеризуется углом γ .

Рекомендуется, чтобы линия киля и линии скул подходили к редану с углами, близкими к 0° (по отношению к базовой линии). Dornier рекомендует угол $\gamma = 0^{\circ}45'.$ Большие значения этого угла могут привести к явлению „барса“, т. е. лодка на взлете и на посадке будет выпрыгивать из воды и снова падать в воду, подобно плоскому камешку, брошенному параллельно воде (явления барса значительно сложнее и зависят еще и от других причин). Rohrbach в своих лодках доводит угол γ до $1,5 - 2,0^{\circ}.$ Французы иногда дают значения γ до $3^{\circ},0.$ Скула в носовой части лодки при своем выходе из воды образует с WL угол δ .

Значения угла $\delta = 8^{\circ}30' - 11^{\circ}30'.$

Наиболее часто встречающиеся значения $\delta = 11^{\circ},0.$

Выше этих значений переходить не рекомендуется, так как увеличение угла δ может повести опять-таки к увеличению углов хода (уве-

личению сопротивления R) и к образованию буруна под носом лодки.

В практике большинства английских гидросамолетов скула выходит из воды примерно на середине расстояния l_1 .

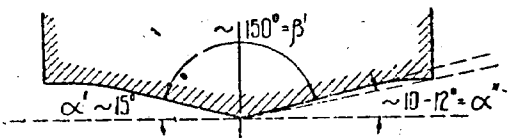
Угол, обозначенный φ , характеризует начальный дифферент лодки, т. е. ее дифферент в свободном плавании при нормальной нагрузке.

Рекомендуется углу φ давать значения:

$$\varphi = 1^\circ, 5' - 2^\circ - (3^\circ, 0).$$

Последнее значение взято в скобки, как мало встречающееся. Переходим к углам поперечной килеватости и к формам поперечных сечений.

Как меняются формы поперечных сечений у лодок в зависимости от назначений гидросамолетов, мы довольно подробно рассматривали в гл. I. Нужно сказать, что лодок плоскодонных или с вогнутым днищем очень мало. Такие лодки делаются: 1) либо вследствие погони за простотой конструкции, так как небольшие размеры лодки позволяют сделать их достаточно жесткими и прочными для восприятия посадочного удара, 2) либо по установившейся у данного конструктора традиции, как например, у инж. Marchetti, главного конструктора фирмы Savoia. Конечно, плоское дно у редана может дать хорошее качество гидропланирования, т. е. бега на редане, но зато тяжело отзывается на конструкции при посадке.



Фиг. 86. Углы килеватости лодки (поперечные).

Поэтому вогнутое или плоское дно все реже и реже встречается в современных конструкциях. С другой стороны, сильно килеватое дно, уменьшая посадочный удар, приводит к увеличению сопротивления воды при движении лодки. Чтобы совместить все хорошие свойства обеих систем, к лодкам небольшого тоннажа (от 3,0 до 5,0 т и ниже) дают сравнительно небольшие углы килеватости на редане (фиг. 86). Для увеличения мореходности килеватость увеличивается.

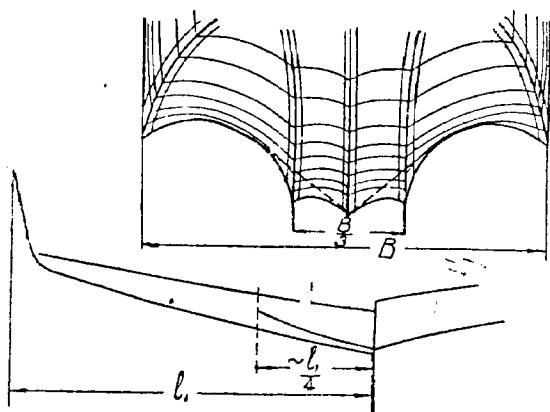
Значения углов α' доходят до 30° (поплавки фирмы Short) и даже до 40° (Rohrbach), а угол β' — до 120° и даже до 100° .

Но такая сильная килеватость приводит к плохому гидропланированию, так как острый нос днища не дает возможности лодке устойчиво совершать бег. Задача улучшения гидропланирования решается разными конструкторами по-разному. Rohrbach (лодка „Roma“) применил следующее образование редана (фиг. 87).

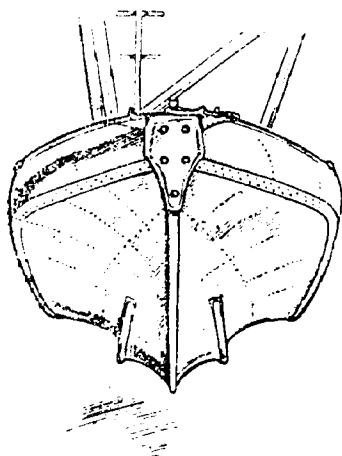
Острокилеватое днище, идущее от самого носа, с углом килеватости $\sim 100-110^\circ$, на редане имеет для улучшения гидропланирования в сечении площадку шириной 30—40% и длиной $\sim$ около 25% l , постепенно сходящую на-нет.

Нужно подчеркнуть, что эта конструкция очень большого веса, так как является накладной поверх законченного килеватого днища, а кроме того, невероятно сложной. Нечто подобное применяет и Junkers (фиг. 88). Английские и некоторые французские фирмы эту же задачу решают несколько иначе (фиг. 89).

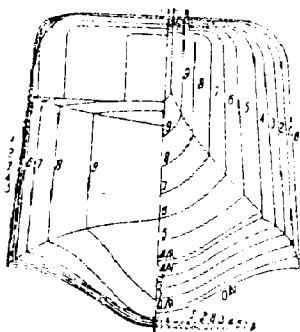
Лодка, имеющая в носовой части острый волнорыз по килю, постепенно к редану затупляется и переходит в плавные, мягкие, закругленные очертания, образуя на редане площадку, схожую по идее с площадкой Rohrbach, но несравненно более простую как в конструктивном, так и в производственном отношении.



Фиг. 87. Редан лодки Rohrbach. „Romar“.



Фиг. 88. Днище пойма Junkers „Ju-52“.



Фиг. 89. Днище лодки CAMS.

Такой способ образования днища принят фирмами CAMS, Lioré et Olivier, Short, Supermarine и др.

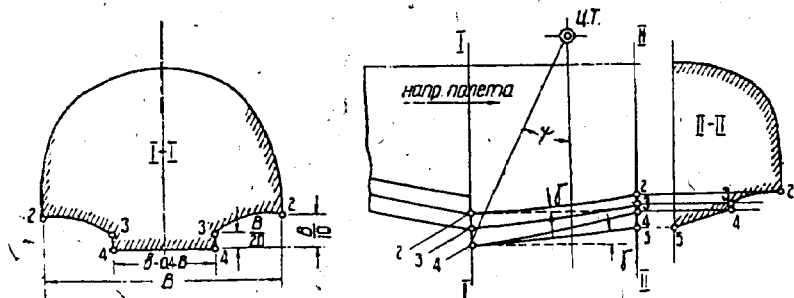
Такую же площадку (фиг. 90), но несколько иначе образованную, применяла и фирма Dornier в своих последних гидросамолетах „Do-S“ и „Do-X“.

Площадка получается плоской на редане, но по мере приближения к носу начинает принимать все большую и большую килеватость, переходя в сильный волнорез и сливаясь с носом.

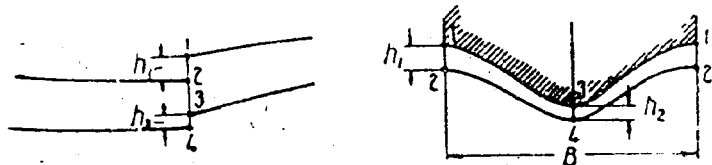
Угол ψ , образованный вертикалью, проходящей через ц. т., и линией, соединяющей ц. т. с реданом, принимает значение $30-35^\circ$. Скуловой угол у редана $\gamma' = 3^\circ$, а угол подъема киля от редана $\gamma = 0^\circ 45'$.

Примерно такое же сечение лодки принято и инж. Zappata, главным конструктором фирмы Bleriot, в его гидросамолете Bleriot „Zappata 5190“.

Эта форма лодки имеет ряд несравненных преимуществ перед другими с точки зрения применения ее в условиях Арктики. Практика



Фиг. 90. Образование реданной площадки лодок Dornier.



Фиг. 91. Соотношения высот реданов.

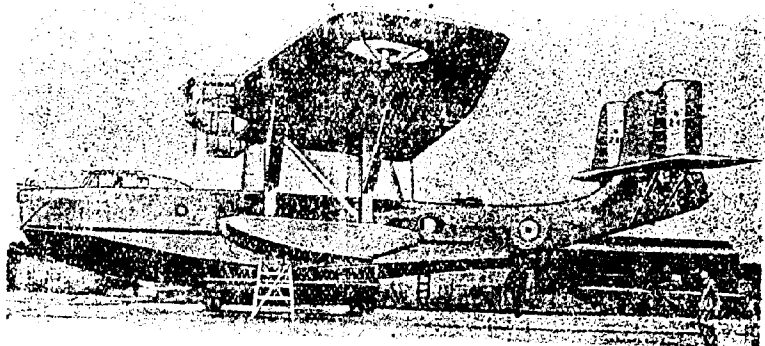
работы самолета Dornier „Wal“ в Арктике показала, что самолет может в случае надобности сесть на снег и даже на лед — непосредственно на этот продольный выступ.

Для этой цели на продольном выступе, который иногда называют „ледовым реданом“, прикрепляют сильные профили, которые играют роль полозьев. У Dornier же этот продольный редан вообще покрыт рядом продольных профилей, служащих для усиления днища.

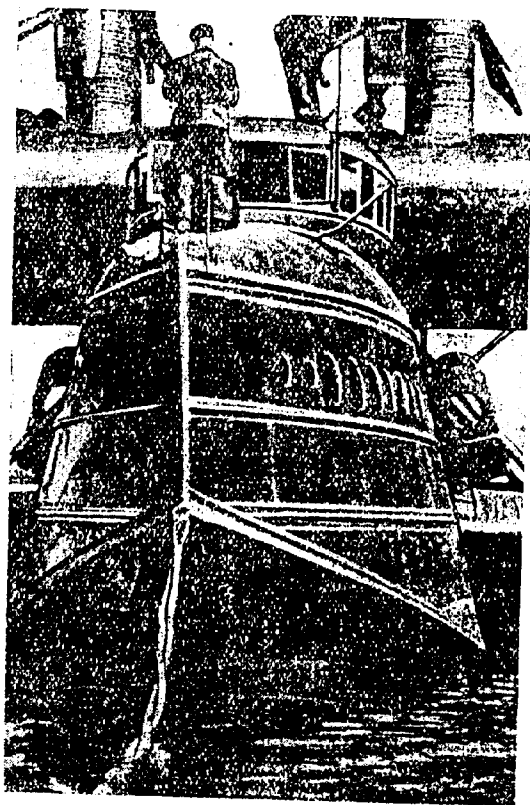
Необходимо еще раз напомнить, что все вышеуказанные размеры и соотношения различных элементов лодок нужно считать лишь ориентировочными: они требуют экспериментальной проверки в опытном бассейне.

Если редан имеет постоянную высоту, то ее обычно принимает равной:

$$h_p = \left(\frac{1}{13} - \frac{1}{15} \right) B_1.$$



Фиг. 92. „Sydney“



Фиг. 93. Нос лодки „До-Х“.

Часто у скулы она делается вдвое большей, чем у киля (фиг. 91)
т. е.

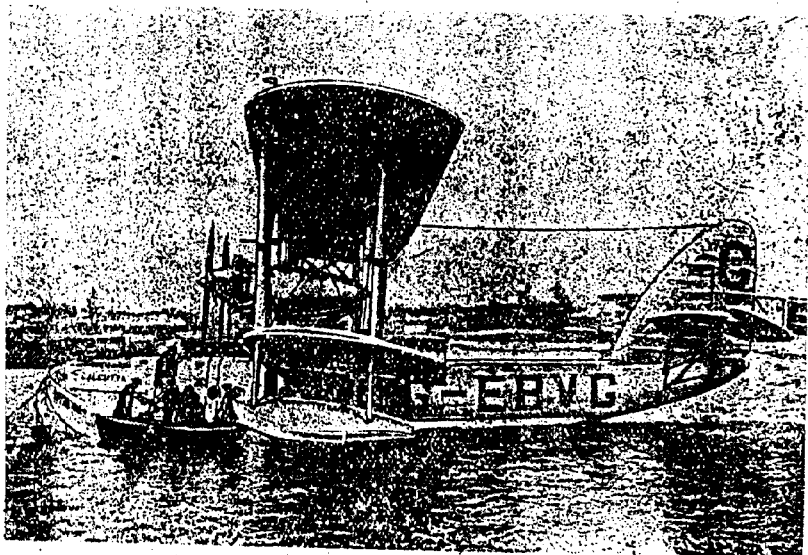
$$h_2 = \frac{h_1}{2}.$$

Тогда h принимают как среднее значение. Для заднего редана соотношения остаются те же. Обычно задний редан составляет лишь 80% от ширины переднего, т. е.

$$B_{\text{задн}} \approx 0,8 B_{\text{пер.}}$$

г. Форма носа и лодки

Форма носового образования у лодки имеет существенное значение. Если она не влияет на гидродинамические свойства лодки, то сильно сказывается на условиях эксплуатации. Стремление конструкторов сделать



Фиг. 94. Short „Calcutta“.

лодку хорошо обтекаемой заставляет придавать носовым образованиям и обводам, хотя бы в области бортов и длаубы, мягкие и закругленные очертания. Marchetti придает лодке даже веретенообразную форму в носовой части. Для аэродинамики это хорошо, потому что лобовое сопротивление уменьшается, — но с точки зрения мореходных свойств это очень плохо. При более или менее взволнованном море округлые и мягкие очертания не в состоянии отражать волну; обычно она перекатывается через нос и заливает пилотскую кабину (и стрелковое гнездо, если это машина военная) со всеми последующими неприятностями.

Если пилотская кабина застеклена, то вода в холодное время может замерзнуть на стекле и ухудшить обзор из кабины пилота. Поэтому

округлые формы носа можно рекомендовать только для тех гидросамолетов, которые предназначены для работы в спокойных бассейнах. Все же фирмы, строящие лодки для открытого моря, придают носовым образованиям крейсерский вид с высоким и острым форштевнем, предназначенным разбивать и разрезать волну (фиг. 92, 93 и 94).

7. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫХ РАЗМЕРОВ ОПЕРЕНИЯ СТАТИСТИЧЕСКИМИ МЕТОДАМИ ПЫШНОВА ИЛИ МУНРО

В начале гл. III было сказано, что изложение будет следовать тому порядку, который имеет место в действительности при проектировании гидросамолета. Казалось бы естественным после установления размеров лодки перейти к созданию теоретического чертежа ее. Но полученные размеры нужно сначала увязать с крылом, оперением и другими агрегатами гидросамолета, для чего в свою очередь необходимо установить их размеры. После этой предварительной увязки, после того как дан общий вид гидросамолета, хотя бы в эскизе, после самой приблизительной и ориентировочной центровки машины, которая закрепит все агрегаты на соответствующих местах, можно перейти к уточнению очертаний и обводов лодки и крыла, а следовательно, к составлению их теоретических чертежей.

Поэтому, оставляя пока в стороне лодку, мы приступаем к определению размеров горизонтального и вертикального оперения как в целом, так и по частям (стабилизатор, рули глубины, киль и руль направлений). Приведем здесь несколько способов.

Первый способ основан на данных статистики без уточненной обработки. По данным статистики можно установить средние значения соотношений площадей крыльев, хвостового оперения и элеронов.

Площадь всего горизонтального оперения в целом обычно лежит в пределах:

$$S_{г.о} = (0,12 - 0,16) S_{кр.}$$

Этот диапазон можно считать достаточно устойчивым. Исключения очень редки, и как на исключение можно указать лишь на гидросамолет „S-62 bis“, у которого $S_{г.о} = 10,4\% S_{кр.}$. Вертикальное оперение также довольно устойчиво лежит в пределах

$$S_{в.о} = (0,06 - 0,09) S_{кр.}$$

Эти пределы несколько выше, чем в сухопутных машинах, но в гидросамолетах, особенно небольшого тоннажа (3,5—5,0 т), довольно часто имеет место явление неустойчивости пути, как следствие особого расположения винтомоторной группы высоко над крылом, затемняющей оперение, а также вследствие большой длины и поверхности носа лодки, сильно влияющих на форму кривой моментов вертикального оперения. Особенно сильно это явление сказывается на планировании. Одним из средств борьбы является увеличение площади вертикального оперения. Другое средство — разнос вертикального оперения по концам стабилизатора.

Площадь элеронов обычно лежит в пределах:

$$S_{эл} = (0,075 - 0,10) S_{кр.}$$

Для составления эскизного проекта в первом приближении можно рекомендовать следующие цифры:

$$S_{г.о} = 0,13 S_{кр.};$$

$$S_{в.о} = (0,07 - 0,08) S_{кр.};$$

$$S_{эл} = 0,08 S_{кр.}$$

В свою очередь площадь горизонтального оперения делится в следующем соотношении:

$$S_{от} = (0,65 - 0,55) S_{г.о.};$$

$$S_{р. глуб} = (0,35 - 0,45) S_{г.о.}$$

Вертикальное оперение:

$$S_{кплл} = 0,5 S_{в.о.};$$

$$S_{р. напр} = 0,5 S_{в.о.}$$

Желательно не давать рулям больших хорд, так как от этого сильно возрастают шарнирные моменты, отчего сильно нагружаются детали и проводка управления.

Вышеприведенные соотношения могут быть использованы лишь для самой грубой и приближенной оценки размеров площадей оперения, необходимой хотя бы для подсчета их веса.

Для компоновки самолета нужно иметь более надежный способ определения размеров. Таких способов существует несколько.

Во-первых, рекомендуется труд инж. Б. Ф. Гончарова, изданный отдельным выпуском трудов ЦАГИ: „Подбор органов оперения“. В этой небольшой книжке даются исчерпывающие указания для достаточно точного определения размеров оперения.

Во-вторых, метод Пышнова, опубликованный в сборнике „Самолетостроение“, том II „Библиотеки авиационного инженера“.

Пышнов использует метод статических моментов площадей, который сводится к следующему.

Называя через Q с соответствующим индексом статический момент площади какого-либо оперения относительно ц. т. самолета, можем написать:

$$Q_{г.о} = S_{г.о} \cdot L'_{г.о.};$$

$$Q_{в.о} = S_{в.о} \cdot L'_{в.о.};$$

$$Q_{эл} = S_{эл} \cdot L'_{эл.}$$

Здесь S — соответственная площадь каждого из оперений.

L' — плечо оперения, равное расстоянию от ц. т. самолета до центра давления данного оперения.

Расстояние $L'_{эл}$ отсчитывается от диаметрали самолета.

Статический момент площади крыла для продольной устойчивости

$$Q'_{кр} = S_{кр} \cdot t_{ср} = S \cdot \frac{S}{l} = \frac{S^2}{l},$$

где $t_{ср}$ — средняя хорда крыла,

l — размах крыла.

Статический момент площади крыла относительно диаметрали самолета равен площади крыла, умноженной на расстояние от оси самолета до ц. т. площади половины крыла:

$$Q_{кр} = S \cdot l'.$$

В некоторых частных случаях последнее равенство принимает следующие формы: для прямоугольного крыла

$$Q_{кр} = \frac{S \cdot l}{4};$$

для эллиптического крыла

$$Q_{кр} = \frac{S \cdot l}{4,7};$$

для треугольного крыла

$$Q_{кр} = \frac{S \cdot l}{6}.$$

Статические моменты площадей крыла и соответствующих оперений связаны между собой следующими соотношениями:

$$1. \quad \frac{Q_{г.о}}{Q'_{кр}} = C_{г.о};$$

$$2. \quad \frac{Q_{в.о}}{Q_{кр}} = C_{в.о};$$

$$3. \quad \frac{Q_{зл}}{Q_{кр}} = C_{зл}.$$

Таблица 28

Статические коэффициенты рулей самолетов
(по Пышнову)

	Гидросамолеты		Примечание
	Средние и легкие	Тяжелые	
$C_{в.о}$	Макс. 0,135 Мин. 0,070 Среди. 0,102	Макс. 0,180 Мин. 0,070 Среди. 0,106	У самолета Rohrbach и Dornier „Superwal“ в среднем $C_{в.о} = 0,12$
$C_{г.о}$	Макс. 0,60 Мин. — Среди. 0,37	— — —	Взято у Rohrbach, Dornier „Superwal“ и Lioré et Olivier

Здесь C с соответствующим индексом — некоторый коэффициент, оценивающий достаточность или пригодность данных размеров оперений для данного самолета.

Пышновым на основании данных статистики составлены таблицы значений C для разных типов самолетов (табл. 28).

Однако рекомендуется несколько иной способ. Так как в этой таблице дано слишком мало значений C для гидросамолетов, следует при составлении общей статистики (как рекомендовалось в гл. III) определять для этих же гидросамолетов и значения коэффициентов C .

Площади оперений будут определены точнее, так как коэффициенты C выразят и меру соответствующей устойчивости (т. е. продольной устойчивости, устойчивости пути и поперечной устойчивости), характерной для данного класса или типа гидросамолетов.

Примерно такой же метод статических моментов, но применительно к гидросамолетам, предлагает английский конструктор W. Миппо¹. Метод Миппо сводится к следующим несложным расчетам:

1. Горизонтальное оперение (стабилизатор + рули глубины):

$$\frac{S_{г.о} \cdot L'_{г.о}}{S_{кр} \cdot l_{ор}} = 0,37.$$

2.

2. Рули глубины:

$$\frac{S_{р.гд} \cdot (L'_{р.гд})^2}{S_{кр} \cdot l_{ор}^2} = 0,30.$$

3. Вертикальное оперение (киль + руль направления):

$$\frac{S_{в.о} \cdot L'_{в.о}}{S_{кр} \cdot \frac{l}{2}} = 0,045,$$

4. Руль направления:

$$\frac{S_{р.к} \cdot (L'_{р.к})}{S_{кр} \cdot \left(\frac{l}{2}\right)^2} = 0,025.$$

5. Элероны:

$$\frac{S_{эл} (L'_{эл})^2}{S_{кр} \cdot \left(\frac{l}{2}\right)^2} = 0,045.$$

В этих формулах Миппо приняты те же обозначения, что и в формулах Пышнова.

Таким образом, зная статический момент площади крыла и взяв соответствующий коэффициент C , любое из равенств приводится к виду:

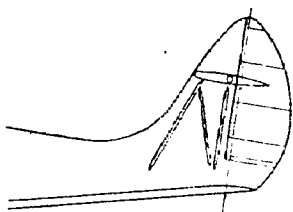
$$S_i \cdot L'_i = A.$$

Отсюда, задаваясь плечом L'_i , удовлетворяющим общей компоновке машины, получают S_i , и наоборот. Формы, размеры и соотношения любого из оперений гидросамолетов мало отличаются от сухопутных машин. Положение же горизонтального оперения отличается тем, что

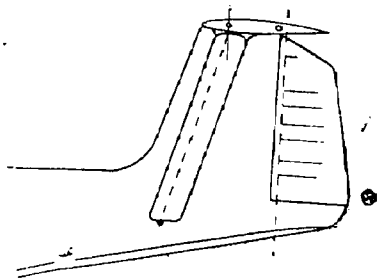
¹ Миппо его называет „volume method“ — „метод объемов“.

стараятся поднять его как можно выше над поверхностью воды. В машинах среднего тоннажа, работающих в условиях моря, расстояние от уровня воды до горизонтального оперения обычно меньше 2,0—2,25 м не делают. Что касается вертикального оперения, то желательно нижнюю часть руля, лежащую ниже горизонтального оперения, делать уширенной, что даст ему большую эффективность в полете с большими углами атаки, так как иначе оно может быть затенено горизонтальным оперением. Такая форма рекомендуется еще для того, чтобы получить руль направления, достаточно сильный для вывода самолета из штопора (фиг. 95).

В последних своих проектах, правда, не осуществленных, Rohrbach дает оперению совершенно непривычные формы (фиг. 96).



Фиг. 95. Руль направления.



Фиг. 96. Rohrbach. Схема вертикального оперения.

Стабилизатор и рули глубины расположены на верхушке вертикального кия, а весь руль направления находится ниже горизонтального оперения. Это дает некоторую гарантию благополучного выхода из штопора, так как самолет „S-62 bis“, имеющий руль направления, уширенный в верхней его части, выше стабилизатора, в отношении штопора не вполне благополучен. Лодку обыкновенно снабжают на конце хвоста особым придатком для защиты вертикального руля от ударов на спуске. Взаимное расположение крыла и горизонтального оперения в достаточной мере определяется формулами Пышнова и Минго, но все же следует указать еще одну зависимость, связывающую эти два агрегата самолета.

Выше символом $l'_{г.о}$ мы обозначали плечо горизонтального оперения, т. е. расстояние от ц. т. самолета до центра давления горизонтального оперения. Центр давления условно можно принять на 30% средней хорды горизонтального оперения, которая равна:

$$l_{ср.г.о} = \frac{S_{г.о}}{l_{г.о}},$$

где $l_{г.о}$ — размах горизонтального оперения.

Таким образом величина $L'_{г.о.}$ определяется совершенно точно из отношения:

$$\frac{L'_{г.о.}}{l_{\text{ор крыла}}} = f.$$

Для монопланнх гидросамолетов это отношение лежит в пределах:

$$f = 2,2 - 3,0.$$

Наиболее часто встречаются значения

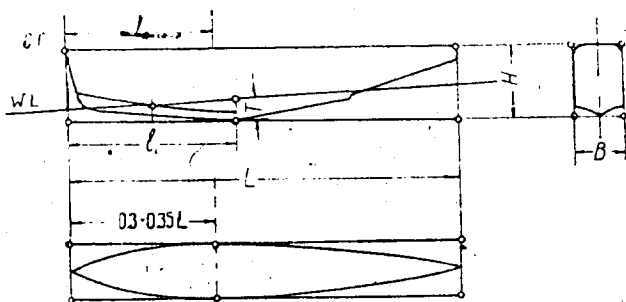
$$f = 2,4 - 2,75.$$

Для бипланов

$$f = 2,9 - 3,5.$$

8. ОБЩАЯ УВЯЗКА ВНЕШНИХ ФОРМ И СОСТАВЛЕНИЕ ПЕРВОГО ОБЩЕГО ВИДА ГИДРОСАМОЛЕТА

Получив все размеры гидросамолета, т. е. длину, ширину и высоту лодки, площадь, размах и форму крыла, площадь и размеры оперений, а также и взаимное расположение крыла и оперения и примерное рас-



Фиг. 97. Построение основных размеров лодки.

положение ц. т. относительно носа лодки, — приступают к первым наброскам общего вида.

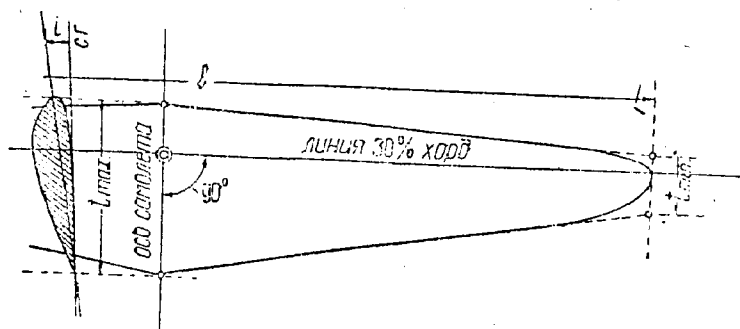
Первые наброски общего вида лучше начинать с небольших масштабов — $\frac{1}{40}$ — $\frac{1}{60}$, так как в этом случае легче производится общая увязка всех размеров. Кроме того, весь самолет в таком маленьком масштабе легче охватывается глазом, что позволяет установить диспропорции, если таковые имеют место.

Начинать эскиз общего вида нужно с лодки (фиг. 97). По данным L , B и H вычерчиваются прямоугольники. На расстоянии l от будущего носа лодки откладывается размер осадки T и проводится WL под углом $1,5-2,0^\circ$. Точно так же отмечается положение второго редана. Затем откладываются определенные выше углы α , β , γ , δ и т. п. и набрасываются эскизные очертания корпуса так, чтобы по возможности не выходить из данных выше соотношений и углов. Миделево сечение, т. е. наибольшая ширина лодки в плане, лежит обыкновенно на $30-35\%$ длины лодки L . После наброска контуров примерно наме-

чают по вычисленному ранее размеру l_0 будущее положение ц. т. самолета.

Набросав очертание лодки и задав положение п. т., переходят к увязке взаимного расположения крыла с оперением и лодки. Для этого по установленным ранее размерам вычерчивают крыло и оперение в плане. Для того чтобы правильно разместить крыло, нужно выяснить расположение его относительно ц. т. всего самолета. Ц. т. самолета должен совпадать со средним положением центра давления крыла. Обычно крыло располагают таким образом, чтобы 30% средней аэродинамической хорды совпала с вертикалью, проходящей через ц. т. самолета. Во Франции строят у большинства монопланых машин очертания крыла в плане так, как указано на фиг. 98.

Очертание крыла — транция. Отношением хорд $\frac{l_{\max}}{l_{\min}}$ задаются.



Фиг. 98. Эскиз крыла в плане.

Все хорды любого из сечений крыла располагают таким образом, чтобы точки 30% длины каждой хорды лежали на прямой, перпендикулярной к оси самолета.

Конец крыла заканчивают неравнобоким эллипсом, вернее, двумя четвертушками эллипсов, так чтобы и здесь линия хорд лежала на 30% любого сечения. После вычерчивания такого крыла нужно с помощью планиметра проверить полученную площадь, чтобы не отойти от намеченной. В крыле такой формы средняя хорда крыла тоже расположится так, что ее 30% будут лежать на общей линии. Центровка такого крыла необычайно удобна. Ц. т. самолета в этом случае совмещают с точкой пересечения оси самолета и линии 30% хорд.

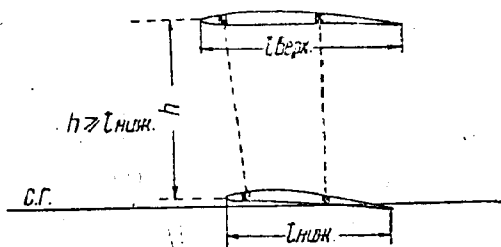
Совмещая в свою очередь эту точку с вертикалью, проходящей в расстоянии l_0 от носа лодки, определяют положение крыла по длине самолета. Теперь остается выбрать угол закрепления крыла на лодке i . Французы толстые крылья закрепляют под углом $i \approx 0^\circ - (+3^\circ)$ к строительной горизонтали, а тонкие — под углом $i \approx +6^\circ$. Выбор этого угла зависит от целого ряда соображений.

Как указывалось в гл. I, посадка производится на два гедана („на три точки“). Угол α в среднем равен 8—9°. Следовательно, в момент

посадки посадочный угол крыла будет зависеть от угла установки крыла, и в этом смысле хотелось бы установить крыло под таким углом к лодке, чтобы получить посадочный угол $\approx 14-15^\circ$. Но тогда придется установить крыло (даже толстое) с углом $i \approx +6^\circ$.

Из аэродинамического расчета известно, что на максимальной скорости толстое крыло летит с углом атаки $\approx 0^\circ$. Следовательно, на этом режиме строительная горизонталь образует угол -6° с направлением полета. Иначе говоря, положение лодки не будет содействовать достижению больших скоростей. С этой точки зрения установка крыла с углом $i > 3^\circ$ невыгодна для толстых профилей.

По высоте крыло устанавливается в зависимости от выбранной схемы. В случае монопланного крыла, лежащего непосредственно на лодке, лучше всего его устанавливать так, чтобы строительная горизонталь являлась касательной к профилю или пересекалась с профилем позади расположения заднего лонжерона. В этом случае некоторые строительные элементы лодки, связанные со строительной горизонталью, а также лонжерон крыла, не будут перерезаться. В случае бипланной коробки нижнее крыло ложится обыкновенно на строительную горизонталь лодки, а верхнее — располагается над ним на такой высоте, чтобы расстояние между хордами нижнего и верхнего крыльев было не меньше хорды меньшего крыла (фиг. 99).



Фиг. 99. Расположение верхнего и нижнего крыльев биплана.

Выяснив и увязав положение крыла, увязывают положение оперения. Для установки оперения имеются следующие данные: плечо оперения $L'_{г.о.}$, оставшаяся длина лодки $(L - l_0)$ и площадь оперения $S_{г.о.}$. После нескольких попыток, варьируя эти величины, находят нужное положение оперения. По высоте горизонтальное оперение для небольших машин, как уже говорилось, устанавливают так, чтобы высота от воды была $\geq 2,0-2,25$ м, т. е. примерно на $1,25-1,5$ м выше строительной горизонтали.

Итак, лодка, крыло и оперение связаны между собой. Остается поставить мотор и поплавки (или жабры штурмеля). Точное расположение мотора может быть выяснено лишь после центровки самолета. Пока можно ограничиться лишь общими указаниями. При установке мотора необходимо следить за тем, чтобы винт не вращался в плоскости, где располагаются экипаж или пассажиры, так как в случае разрыва или поломки винта обломки его разлетаются в плоскости вращения.

В многомоторных машинах при установке моторов над крылом — с тянущими винтами — расстояние нижней части диска винта над водой не должно быть меньше $1,6$ м. В одномоторной машине мотор располагается над лодкой, так что он хорошо защищен от брызг воды и от ударов волн. Очевидно, что высота установки мотора зависит всецело

от диаметра винта. Так как высокое расположение тяги очень невыгодно, потому что создается большой пикирующий момент, затрудняющий взлет, то в гидросамолетах удается достичь некоторого понижения (50—100 мм) оси винта за счет применения трех- и четырехлопастных винтов.

В табл. 29 указаны некоторые размеры винтов для наиболее употребительных моторов.

Что касается заклинивания оси мотора, иными словами, направления тяги, то это вопрос очень сложный, зависящий от многих факторов. Для улучшения и ускорения отрыва дают наклон оси моторов вверх (Savoia „S-55“ имеет ось моторов, установленную под $+7^\circ$). Но, с другой стороны, это невыгодно для полета с максимальной скоростью. Поэтому для улучшения $V_{\max}$ мотор нужно устанавливать, исходя из угла атаки при полете $V_{\max}$, который определяется аэродинамическим расчетом. Ось мотора в этом случае устанавливают параллельно направлению скорости.

Таблица 29

Размеры винтов

Наименование мотора	Мощность л. с.	Диаметр винта м	Число лопастей
M-11	100	2,40	2
M-22	480	2,90	2
M-17	500/730	3,00	4
BMW-VI			
Wright „Cyclone“	650—710	3,00	2
Hispano-Suiza 12 Yhrs	750—860	3,10—3,20	3
Gnome-Rhône 14 kbr	770—900	3,20	3
I-F „Asso“	800—900	3,1	4

Повидимому, чаще всего исходят именно из этих соображений, так как, при установке крыла $\approx +3^\circ$ угол установки мотора $\approx (+1,5^\circ) - (+2,0^\circ) - (+2,5^\circ)$ для разных машин. Расстояние диска винта до палубы лодки или до крыла не делают меньше 75 мм во избежание попадания в винт мелких предметов, в маленьких самолетах — снижают до 50 мм.

Установка поплавков или жабр (штуммелей) диктуется условиями поперечной устойчивости, которые выбираются на основании специального расчета. Обычно в плане им придается вид трапеции. Поперечное сечение — толстый крыловой профиль (фиг. 100).

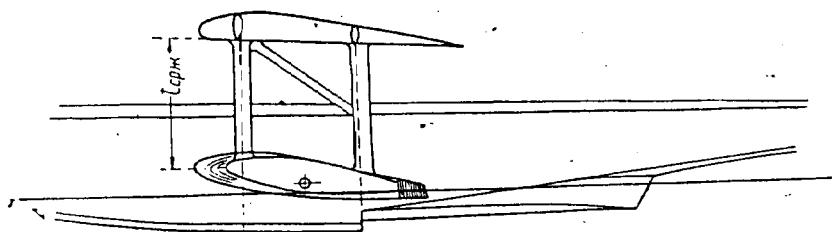
Жабры устанавливаются так, чтобы они не погружались глубоко в воду, а только касались ее. Носок жабры приподнят вверх, чтобы во время разбега вода не перекачивалась через жабру. Задняя кромка срезана, образуя стенку, так как тонкий и острый кончик жабры был бы неминуемо сломан водой при первой попытке оторваться. Расстояние между жаброй и крылом не должно быть меньше средней хорды жабры во избежание вредных интерференций между крылом и жаброй. Положение жабры по длине определяется

протаской и обыкновенно связывается с общей конструкцией коробки крыльев, так как жабры являются опорой для подкосов крыла.

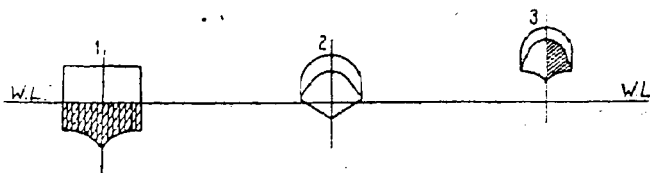
Переходя к поплавкам поперечной остойчивости, можно дать только ряд руководящих указаний. Поплавки гидросамолетов бывают двух видов: несущие, введенные в практику Rohrbach, и ненесущие.

Несущие поплавки принимают на себя до 20% общего водоизмещения, глубоко сидят в воде и расположены очень близко от бортов лодки.

Ненесущие поплавки, обычно очень небольшого тоннажа, располагаются по концам крыльев, они расположены довольно высоко над водой, так что гидросамолет на плаву стоит с некоторым креном, опираясь на один поплавок.



Фиг. 100. Установка жабр на гидросамолете.



Фиг. 101. Несущие поплавки.

Несущие поплавки позволяют уменьшить некоторые размеры лодки, но, будучи сами большого тоннажа, создают очень большое водяное и воздушное сопротивление, — а потому ухудшают картину разбега. Не- несущие поплавки в этом смысле лучше, но имеют свои недостатки: при ударе волны в такой поплавок момент благодаря большему плечу настолько велик, что может сбить самолет с курса. В настоящее время несущие поплавки почти не применяются. Не- несущие поплавки имеют гораздо больше сторонников, особенно это относится к поплавкам, конструкция которых является некоторым средним решением (фиг. 101).

Поплавки 1 типа Rohrbach погружены на 50% от объема поплавка. Они очень тяжелы и не имеют особых преимуществ.

Наоборот, поплавки 2, едва погруженные, имеют очень много достоинств: машина стоит на якоре на ровном киле и во время качки на стоянке не перебрасывается с поплавка на поплавок, как это имеет место в английских машинах с поплавками типа 3.

На фиг. 101 все поплавки изображены в одном и том же масштабе для одного и того же тоннажа гидросамолета. Отсюда видна разница

в лобовом сопротивлении всех поплавков. Поплавки типа 2 располагаются примерно посредине полуразмаха монопланного крыла. Донное образование поплавка выгодно делать сильно килеватым, чтобы смягчить удары волн. Поплавок обычно выносится несколько вперед, так что его нос торчит впереди передней кромки крыла на 20—25% длины поплавка.

Кроме того, чтобы не было зарывания в волну, поплавки устанавливаются с некоторым углом (приподнятым носом).

Поплавки 2 и 3 дают невысокое гидродинамическое сопротивление, так как первый тотчас же в начале разбега выходит из воды, а второй — вовсе не погружен в воду. При даче полного газа самолет выравнивается, и оба поплавка идут высоко над водой.

Разместив, согласно указаниям, все агрегаты самолета и увязав их вместе, придают очертаниям самолета те характерные черты, которые являются особенностью данной конструкции.

9. РАСЧЕТ ЦЕНТРОВКИ ГИДРОСАМОЛЕТА (ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОЛОЖЕНИЯ Ц. Т.)

Задавшись положением ц. т. по отношению к крылу и лодке, необходимо заняться проверкой этого положения, разместив все агрегаты и грузы таким образом, чтобы полученный в результате этого размещения ц. т. совпал с заданным. Если совпадения все же не получается, то нужно произвести ряд радикальных перестановок и изменений (переместить крыло, изменить положение в. м. г. и т. д.).

Центровка начинается с того, что с общего вида самолета перечерчивают лодку в масштабе $\frac{1}{6}$ — $\frac{1}{10}$ натуральной величины в зависимости от размера самолета. Одновременно намечают положение лонжеронов крыла, а значит, и сильных узловых шпангоутов, производят разбивку шпангоутов лодки, не смущаясь, что обводы лодки имеют еще очень ориентировочный характер, и определяют водонепроницаемые переборки, положение полов, люков, баков и т. п.

В результате, выяснив тот объем, который можно использовать под нагрузку, размещают заданное оборудование и вооружение. Для удобства размещения большого числа незначительных по величине предметов (детали радиоустановок, фото и т. п.) и выяснения удобства подхода и работы с ними делают в том же масштабе чертежи этих деталей. установок и изготавливают плоские макетики их из бумаги, картона, целлулоида. Подготавливают такие же макеты управления, пилотского сидения, макеты пилота и пассажиров (последние делают на шарнирах и подвижные). Перемещая их, находят удобное положение, которое закрепляют очерчиванием на предназначенных местах, — и после этого приступают к проверке центровки.

Прежде всего определяют положение средней аэродинамической хорды крыла.

а: Определение положения средней аэродинамической хорды моноплана

Рассмотрим нахождение средней аэродинамической хорды монопланного крыла, имеющего сложное очертание в плане и поперечное V (вид спереди) (фиг. 102).

Средняя хорда моноплана может быть выражена так:

$$t_{\text{ср}} = \frac{S_{\text{крп}}}{l},$$

где S — площадь в м^2 ,

l — размах в м .

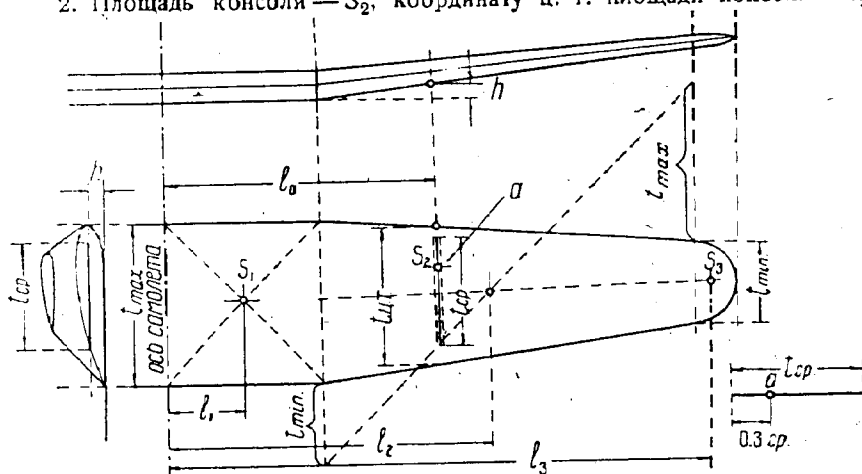
Располагается она в ц. т. геометрической площади половины крыла.

Пусть крыло состоит из горизонтально расположенного центроплана и трапецевидных консолей, закругленных на конце. Консоли, кроме того, приподняты над горизонтом на некоторый угол.

Обозначим:

1. Площадь центроплана — S_1 , координату ц. т. площади центроплана — l_1 .

2. Площадь консоли — S_2 , координату ц. т. площади консоли — l_2 .



Фиг. 102. Определение положения средней аэродинамической хорды моноплана.

3. Площадь закругленной части — S_3 ; координату ц. т. этой части — l_3 определяем как ц. т. кругового сегмента.

Координата l_0 ц. т. всей геометрической площади крыла определится из

$$l_0 = \frac{\sum S_i l_i}{\sum S_i} = \frac{S_1 l_1 + S_2 l_2 + S_3 l_3}{S_1 + S_2 + S_3}.$$

На расстоянии l_0 от оси самолета делаем сечение крыла. На виде спереди определяем положение средней хорды по высоте h .

Длина хорды в полученном сечении равна $t_{\text{ц. т.}}$. На полученной хорде $t_{\text{ц. т.}}$ определяем точку a на расстоянии $0,33 t_{\text{ц. т.}}$ от носка крыла.

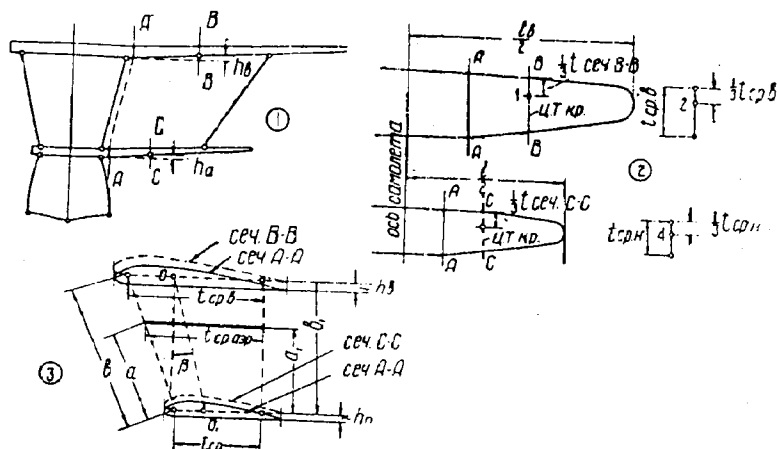
Точно так же на средней хорде крыла $t_{\text{ср}}$ определяем точку a на расстоянии $0,33 t_{\text{ср}}$. После этого совмещаем точки a на $t_{\text{ц. т.}}$ и $t_{\text{ср}}$. Полученное можно принять за истинное положение средней аэродинамической хорды. Угол атаки средней аэродинамической хорды считают совпадающим с углом атаки $t_{\text{ц. т.}}$.

6. Определение положения средней аэродинамической хорды биплана

Для определения положения средней аэродинамической хорды биплана (фиг. 103) можно воспользоваться методом, изложенным в книге инж. Аузана „Летные испытания самолетов“ или в статье инж. Кравцова „Взвешивание и центровка самолетов“, помещенной в „ТВФ“ № 10 за 1929 г.

Сущность метода заключается в следующем.

Пусть нужно найти величину средней аэродинамической хорды и ее положение в случае полутораплана.



Фиг. 103. Определение положения средней аэродинамической хорды полутораплана.

Методом, изложенным для крыла моноплана, находим величины и положения средних аэродинамических хорд каждого крыла биплана в отдельности, как будто это монопланные крылья, т. е.

$$l_{ср. в} = \frac{S_v}{l_v};$$

$$l_{ср. н} = \frac{S_n}{l_n},$$

где S_v , l_v , S_n , l_n — соответственно площади и размах верхнего и нижнего крыльев.

Найденные значения средней хорды располагаются в сечениях, проходящих через ц. т. площадей крыльев (сечения BB и CC — фиг. 103), причем точка 1 верхнего крыла совмещается с точкой 2 $l_{ср. в}$, а точка 3 нижнего крыла — с точкой 4 $l_{ср. н}$.

Дальнейшая задача заключается в том, чтобы определить положение $l_{ср}$ между верхним и нижним планом коробки крыльев.

Передний и задний концы средних хорд соединяем прямыми.

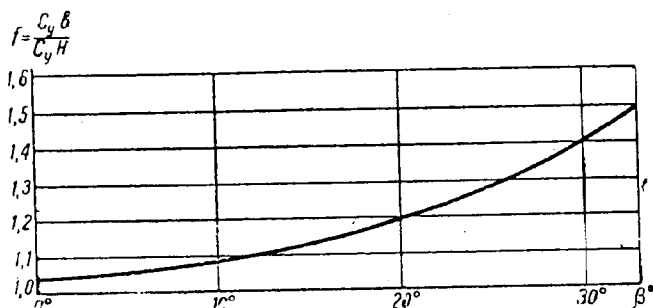
Подъемная сила верхнего крыла:

$$P_v = C_{y_v} \cdot \rho \cdot S_v \cdot V^2;$$

нижнего:

$$P_n = C_{y_n} \cdot \rho \cdot S_n \cdot V^2.$$

Расстояния между передней и задней кромками $t_{ср. в}$ и $t_{ср. н}$ обозначим через a и a_1 . Расстояния между передними и задними кромками $t_{ср. в}$ и $t_{ср. н}$ — b и b_1 . Тогда линия приложения равнодействующей



Фиг. 104. График для вычисления средней аэродинамической хорды.

щей подъемных сил верхнего и нижнего крыльев по высоте определится из уравнения:

$$\frac{P_v}{P_n} = \frac{a}{b-a} = \frac{C_{y_v} \rho \cdot S_v \cdot V^2}{C_{y_n} \rho S_n \cdot V^2} = \frac{C_{y_v}}{C_{y_n}} \cdot \frac{S_v}{S_n}.$$

Пусть

$$\frac{C_{y_v}}{C_{y_n}} = f;$$

тогда предыдущее уравнение примет вид:

$$\frac{a}{b-a} = f \cdot \frac{S_v}{S_n}.$$

Решая это уравнение относительно a , получим:

$$a = \frac{b \cdot f \cdot S_n}{S_n + f \cdot S_v},$$

и соответственно

$$a_1 = \frac{b_1 \cdot f \cdot S_n}{S_n + f \cdot S_v}.$$

В этих формулах известно все, кроме коэффициента f , который берется из графика (фиг. 104).

Величины f даны в зависимости от углов β , где β — угол выноса коробки крыльев, образованный вертикалью, проходящей (фиг. 103) через точку, лежащую на $\frac{1}{3} t_{ср. в}$, и линией, соединяющей трети сред-

них хорд верхнего и нижнего крыла. Прямая $a - a_1$ и есть средняя аэродинамическая хорда биплана.

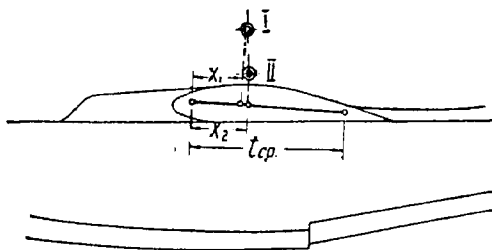
После нахождения средней аэродинамической хорды по величине и по положению ее наносят на центровочный чертеж. Затем, определяя ц. т. самолета, опускают из него перпендикуляр на t_{cp} и получают в процентном выражении положение ц. т. самолета относительно средней аэродинамической хорды (фиг. 105).

Пусть I и II — два различных по высоте положения ц. т. (фиг. 105). Тогда имеем две различные центровки машины:

$$n_1^0/0 = \frac{x_1}{t_{cp}} \cdot 100$$

и

$$n_2^0/0 = \frac{x_2}{t_{cp}} \cdot 100.$$



Фиг. 105. Средняя аэродинамическая хорда.

Отсюда ясно, что одно только перемещение ц. т. по высоте уже меняет центровку самолета.

Обычно самолет центрируют так, чтобы ц. т. в среднем получался на 30% средней аэродинамической хорды.

Во всех случаях компоновки самолета допустимые пределы центровок при проектировании машины $n = 28 - 32\%$.

Если никакими передвижениями грузов и деталей на самолете не удастся уложиться в эти пределы, приходится перекомпоновывать машину заново (менять положение крыла и т. д.).

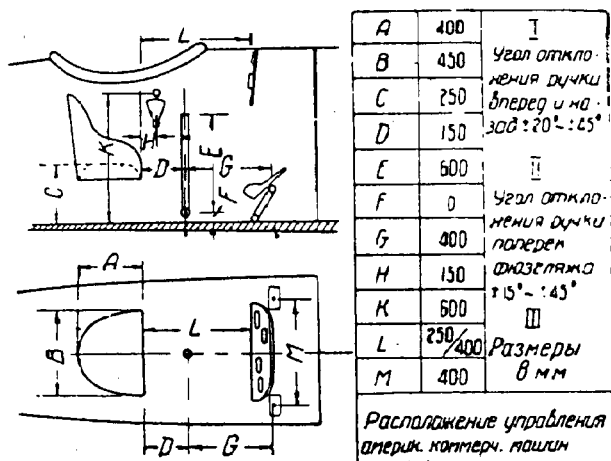
в. Нахождение центра тяжести самолета

После расположения всех предметов на центровочном чертеже приступают к определению ц. т. каждого из них. При размещении пилотов следует озаботиться предоставлением им возможно больших удобств при несении ими тех тяжелых и ответственных функций, которые на них возлагаются. Все органы управления и приборы должны находиться на удобном от пилота расстоянии и обеспечивать ему свободу действий. Это следует предусмотреть уже при размещении грузов и при компоновке центровочного чертежа.

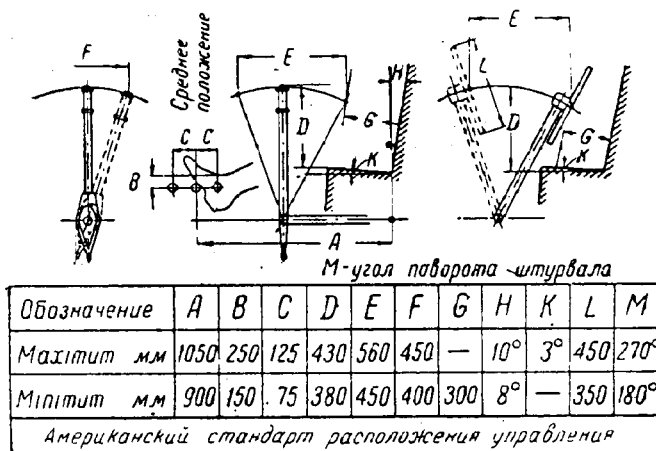
Ниже приводятся американские и английские стандарты размещения пилотов. Американских стандартов два: один составлен на основании практики эксплуатации американских коммерческих машин, а другой — обязательный для военных американских самолетов (фиг. 106—108).

Теперь нужно задать положение ц. т. отдельных грузов, экипажа, пассажиров и отдельных частей самолета. Ц. т. оборудования должны быть известны в конструкторском бюро. Если они неизвестны и их определение незатруднительно, то их необходимо определить. Ц. т. небольших частей и деталей, как например ключ Морзе, ракетный пистолет, приемник радиоустановки и т. п., без особенно большой ошибки можно оценить „на-глаз“. Гораздо труднее с деталями круп-

ками — лодкой, крыльями и т. п. Но здесь на основании опыта нетрудно, допуская небольшую ошибку, оценить положения ц. т. этих агрегатов. Для наиболее крупных и важных даются ниже некоторые указания.



Фиг. 106. Расположение управления на американских коммерческих самолетах.



Фиг. 107. Американский стандарт расположения управления.

Ц. т. лодки можно считать лежащим от носа лодки на расстоянии:

для лодки с одним реданом $X = (0,38 - 0,40) L_n$

„ „ „ двумя „ $X = (0,40 - 0,44) L_n$

Для длинных поплавков

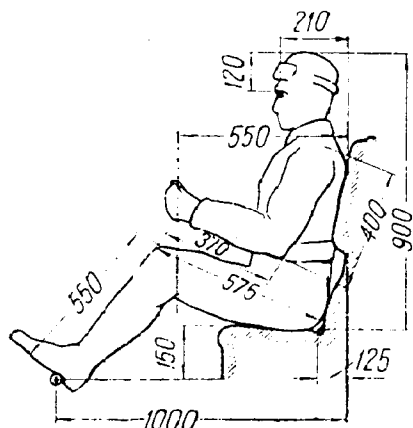
$$X_n = (0,45 - 0,48) L_n.$$

Из этих цифр видно, что ц. т. лодки лежит приблизительно над передним реданом. Взвешивание обычно это подтверждает.

По высоте центр тяжести лодки можно брать на уровне ватерлинии или чуть выше.

В случае какой-либо сложной конфигурации лодки, когда вышеприведенные цифры могут оказаться недействительными, можно предложить другой способ определения ц. т. с достаточной степенью приближения.

Лодка или поплавки вычерчиваются в принятом масштабе на картоне или тонкой фанере в двух видах: один вид сбоку, другой —



Фиг. 108. Посадка пилота
(по английским данным).

в плане (оба в одном и том же масштабе). Эти два контура вырезаются ножницами и накладываются один на другой: нос с носом, корма с кормой. После этого их в сложенном состоянии уравновешивают на острие иглы. Линия равновесия определит ц. т. лодки.

Положение ц. т. крыла зависит от конструкции крыла. В нормальном двухлонжеронном крыле положение ц. т. принимается на 40% длины максимальной хорды. В других случаях приходится делать прикидки, пользуясь весовыми таблицами.

Ц. т. горизонтального оперения можно принять

около заднего лонжерона стабилизатора.

Ц. т. вертикального оперения — около оси вращения руля направления. Иногда его считают в ц. т. геометрической площади вертикального оперения.

Ц. т. мотора обычно дается фирмой.

Ц. т. винта — в плоскости его вращения.

Ц. т. капота мотора зависит, конечно, от его конфигурации. Приблизительно его можно принять в ц. т. площади его проекции.

Ц. т. человека — примерно в области грудобрюшной преграды.

Для поплавков поперечной остойчивости ц. т. можно определить способом, предложенным для лодки.

Наметив точками положение ц. т. всех центруемых агрегатов и перенумеровав их, приступают к составлению центровочной ведомости и таблицы, причем нумерацию агрегатов ставят в порядке ведения таблицы. Для определения статических моментов каждого из грузов, необходимо выбрать систему координатных осей, относительно которой будет браться момент. Иногда начало координат принимают на редане. Но ввиду наличия положительных и отрицательных координат и возможных из-за этого ошибок при суммировании рекомендуется система координат, показанная на фиг. 109.

Центровочная ведомость

№ по пор.	№ агрегатов	Наименование	$M_x = P \cdot x$ кгм	x м	P кг	y м	$M_y = P \cdot y$ кгм	Примечание
1	2	3	4	5	6	7	8	9
	I	Полная нагрузка						Полная нагрузка
1	1	Пилот с парашютом	222,5	2,5	89,0	1,0	89,0	
2	2							
3	3	Горючее						
	II	Вес п. н. $\Sigma =$ Планер						Вес пустого
1		Лодка						
2		Крыло						
3								
	III	Вес планера $\Sigma =$ Винтомоторная группа						
		Мотор						
		Винт						
	IV	Вес в. м. г. $\Sigma =$ Общие устройства						
								
		Вес о. у. $\Sigma =$						
		В полете $\Sigma =$	ΣM_x	X	ΣP	Y	ΣM_y	

этом случае все координаты положительны, и возможность появления ошибок значительно снижается. Центровочная таблица составляется по образцу, показанному на стр. 153 (табл. 30). Координаты центра тяжести гидросамолета получаем из:

$$X = \frac{\sum M_x}{\sum P}; \quad Y = \frac{\sum M_y}{\sum P}.$$

Так же определяют координаты ц. т. полной нагрузки.

$$X_I = \frac{\sum M_{xI}}{\sum P_I}$$

и

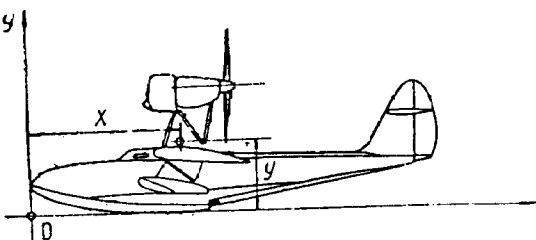
$$Y_I = \frac{\sum M_{yI}}{\sum P_I}.$$

Координаты ц. т. пустого самолета:

$$X_{II} = \frac{\sum M_{xII}}{\sum P_{II}}$$

и

$$Y_{II} = \frac{\sum M_{yII}}{\sum P_{II}}.$$



Фиг. 109. Система координат.

Последними часто приходится оперировать при центровке различных вариантов загрузки гидросамолета.

Определив координаты X и Y , их наносят на центровочный чертеж. При неудовлетворительной центровке перемещают грузы по лодке (внутреннее оборудование, оружие, винтомоторную группу и т. д.) до тех пор, пока не получают желаемого результата. При расчетах обычно из центровочной ведомости вычитают моменты перемещаемых грузов и заменяют их другими, полученными в результате перемещения.

Если принятая компоновка не дает возможности определить желаемую центровку и она получается или очень передняя или очень задняя, то приходится идти на более решительные меры. В случае передней центровки передвигают вперед крыло так, чтобы ц. т. пришелся в нужном месте — на средней аэродинамической хорде. Самый перенос крыла почти не изменяет величин X и Y , потому что оно находится примерно в ц. т. самолета.

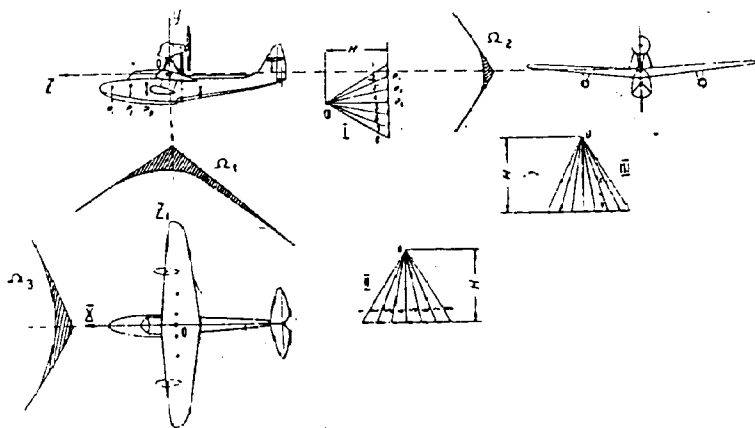
В случае получения задней центровки крыло таким же образом можно передвинуть назад. Если передвижению крыла назад конструкция препятствует, то можно вместо переноса сделать его стрелчатым в плане, т. е. придать ему горизонтальное V . Это будет равносильно сдвигу крыла назад, так как средняя аэродинамическая хорда от такой операции соответственно перемещается.

„Горизонтальное“ или „продольное“ V может быть доведено до $+3^\circ$, считая по передней кромке крыла в сторону, противоположную полету.

г. Графический метод нахождения ц. т. самолета

Есть еще один способ нахождения ц. т. самолета, основанный на методах графостатики: способ веревочного многоугольника (способ Мора).

На чертеже гидросамолета точками намечают положения ц. т. отдельных деталей (фиг. 110). Веса этих деталей изображают в виде векторов P_1, P_2, P_3 и т. д. по весовой разбивке. После этого строят многоугольники сил, выбирая для всех одно и то же полюсное расстояние H . Затем строят веревочные многоугольники. Продолжения крайних лучей определяют точное положение ц. т. самолета. Такие многоугольники строят для всех проекций. Впрочем, для определения ц. т. можно было бы



Фиг. 110. Графический метод определения ц. т. гидросамолета.

обойтись всего двумя проекциями: видом сбоку и видом спереди. Повернув на виде сбоку все векторы на 90° , можно построить многоугольник III и по виду сбоку.

Способ этот очень громоздкий и мало удобный, так как в случае неудачной центровки и необходимости перенести некоторые грузы требуется перестраивать и многоугольники сил и веревочные многоугольники. В конечном результате после нескольких вариантов чертеж может приобрести негодный для использования вид. Кроме того, этот способ требует необычайной тщательности выполнения, так как иначе центровка будет внушать мало доверия. Поэтому он очень редко применяется.

Единственное его достоинство заключается в том, что попутно с центровкой можно получить моменты инерции самолета в целом относительно осей x, y и z . Для этой цели планиметрируют площади веревочных многоугольников (заштрихованных) Ω_1 см², Ω_2 см² и Ω_3 см². Называя масштаб сил через m , масштаб размеров (длин) — n , а полюсное расстояние — H (причем H выбирают единицей с нулями¹), можно

¹ Ω измеряется в см²; $n = 20$, если масштаб длин 1/20;
 $m = 10$, если 1 мм = 10 кг; $H = 100$ мм.

написать:

$$I_x = \frac{2 \cdot H}{g \cdot 10^4} (\Omega_2 + \Omega_1) \text{ м} \cdot \text{н}^2 \cdot \text{кг} \cdot \text{м} \cdot \text{сек}^2;$$

$$I_y = \frac{2 \cdot H}{g \cdot 10^4} (\Omega_1 + \Omega_3) \text{ м} \cdot \text{н}^2 \cdot \text{кг} \cdot \text{м} \cdot \text{сек}^2;$$

$$I_z = \frac{2 \cdot H}{g \cdot 10^4} (\Omega_1 + \Omega_2) \text{ м} \cdot \text{н}^2 \cdot \text{кг} \cdot \text{м} \cdot \text{сек}^2,$$

где $g = 9,81 \text{ м/сек}^2$.

10. ПОДБОР ПОПЛАВКОВ ПОПЕРЕЧНОЙ ОСТОЙЧИВОСТИ

В этом разделе не предполагается рассматривать полностью все вопросы поперечной остойчивости гидросамолетов, так как считается, что они уже известны читателю из курса „Теория гидроавиации“ или из специальных работ по этому вопросу. Для ознакомления рекомендуются труды К. Ф. Косоурова: 1) „О боковой обдувке гидросамолета и поперечной остойчивости“, 2) „Поперечная остойчивость летающих лодок“; помещены в „Технике воздушного флота“ в № 3 за 1933 г. и в № 3 за 1932 г.; кроме того, „Курс гидроавиации“ того же автора.

В первом труде подробно разбирается вопрос о боковой обдувке самолета вблизи взволнованной поверхности моря и даются кривые $K_{\text{тв}}$ коэффициентов боковой обдувки для разных известных гидросамолетов.

Для определения размеров первого приближения можно воспользоваться этими коэффициентами, подобрав сходный самолет и проделав полностью все расчеты. Но такой способ был бы довольно длинным и в то же время недостаточно точным.

Причем кривые коэффициентов $K_{\text{тв}}$ необходимо получить предварительно боковой обдувкой модели проектируемого самолета. Поэтому, оставляя этот способ для дальнейшего более точного расчета, рассмотрим несколько способов быстрого и несложного, но в то же время достаточно верного определения размеров подкрыльковых поплавок на основании проверенных практикой эмпирических формул.

Первый способ определения размеров

Американцы (Richardson) дают следующую эмпирическую формулу для метацентрической высоты гидросамолетов:

$$h_c = (p - a) \cong K \sqrt[3]{G},$$

где h_c — метацентрическая высота в м,
 G — вес самолета в английских фунтах,
 $K = 1,0 - 1,4$.

В переводе на нашу систему мер эта формула принимает вид:

$$h_c = (p - a) \cong (0,4 - 0,56) \sqrt[3]{G},$$

где h_c — метацентрическая высота в м,
 G — вес самолета в кг,
 $K = 0,4 - 0,56$.

Французы дают аналогичную формулу (Père):

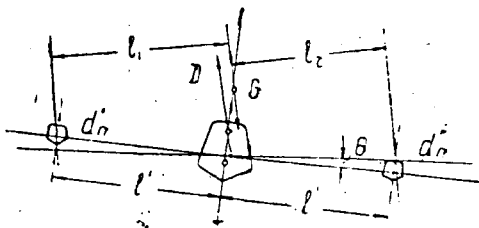
$$h_c = (\rho - \alpha)_{\min} \cong 0,6 \sqrt[3]{G},$$

где ρ — метацентрический радиус в м,

α — расстояние от ц. т. до центра величины в м.

Обычно в американской формуле для большей гарантии берут $K=0,56$, что очень близко подходит к французскому $K=0,6$.

Лучше придерживаться французской формулы с $K=0,6$. Это даст поплавок немного больший, но зато более надежный. Индекс s у величины h показывает, что эта метацентрическая высота для всего самолета в целом.



Фиг. 111. Схема крена гидросамолета на воде

начала подбора боковых поплавков имеется теоретический чертеж лодки и ее гидростатический расчет, введем следующие обозначения (фиг. 111):

θ — угол крена: ($6-7^\circ$ максимум),

d_n — объем поплавка в кг (л),

l' — плечо поплавка в м,

D_n — водоизмещение лодки в кг,

h_n — собственная метацентрическая высота лодки в м,

D_o — полное водоизмещение гидросамолета в кг.

Тогда для полного водоизмещения имеем:

$$D_o = D_n + d'_n + d''_n.$$

Общее выражение восстанавливающего момента принимает вид:

$$M_{\text{восст}} = -D_n \cdot h_n \cdot \sin \theta - d'_n l_1 + d''_n l_2.$$

Обычно у всех самолетов положения, соответствующие полному погружению поплавков (фиг. 111), имеют место при $\theta=6-7^\circ$.

Практически примерно с этим значением угла θ совпадает максимум восстанавливающего момента.

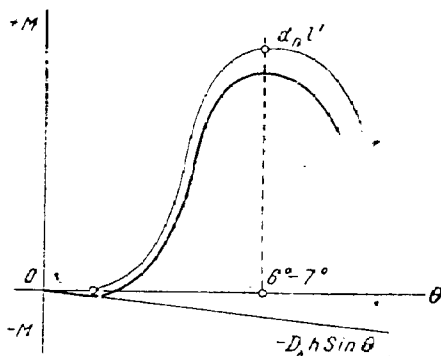
Задаваясь различными значениями угла θ от $\theta=0^\circ$ до некоторого значения θ , при котором конец крыла коснется воды; получим разные значения $M_{\text{восст}}$ и по ним построим диаграмму Рида. Но для этого у нас мало данных. Размеры поплавков нам еще неизвестны, — и мы только собираемся их установить. Поэтому нужно применить некоторый более простой способ, введя целый ряд упрощений и допущений. Во-первых, мы можем не строить всей диаграммы Рида, а взять только значения $M_{\text{восст} \cdot \max}$. Но при этом значении выходящий поплавок совсем выйдет из воды, и формула примет вид (это будет соответствовать $\theta \approx 7^\circ$):

$$M_{\text{восст} \cdot \max} = -D_n \cdot h_n \sin \theta + d_n l_2.$$

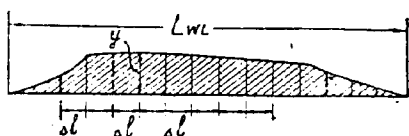
Это, конечно, справедливо для несущих поплавков, но в наши дни несущие поплавки почти совершенно вышли из употребления.

Величину l_2 можно непосредственно измерить на чертеже. Но так как для этого нужно задаться более или менее точным положением поплавка, то внесем еще одно допущение, а именно — вместо плеча l_2 будем подставлять в формулу $M_{\text{восст}}$ плечо l' , т. е. расстояние между лодкой и поплавком по горизонтали. Это для плеча даст некоторое преувеличение, которое в свою очередь приведет к некоторому уменьшению объема поплавка.

Но опыт построения и вычисления нескольких плеч нам показывает, что плечо l' больше плеча l_2 всего на 5—6%. Поэтому, если найденное значение объема поплавка увеличить на 5—10%, то мы будем очень близки к истине. Это еще допустимо и потому, что, определяя таким образом приближенно объем поплавка, мы приступаем к более точному расчету, который нам оценит правильность выбора.



Фиг. 112. Диаграмма Рида для поплавков.



Фиг. 113. Площадь грузовой ватерлинии поплавка.

Итак, в дальнейшем рассуждении плечо l_2 заменяем плечом l' . Для несущих поплавков:

$$M_{\text{восст. макс}} = -D_A h_A \sin \theta + d_n l'.$$

Таблица 31

К определению момента инерции площади грузовой ватерлинии

№ шпангоута	y , м	y^3 , м ³	№ шпангоута	y ,	y^3 , м ³
3	0	0	—	—	—
4	—	—	$n-1$	—	—
—	—	—	n	0	0

Σy^3

Диаграмма Рида для таких поплавков будет иметь вид, как на фиг. 112. Момент инерции площади грузовой WL:

$$I_A = I_{O WL} = \frac{2}{3} \int y^3 dx,$$

где y — ординаты полушироты площади грузовой ватерлинии (фиг. 113).

Площадь GWL взята из гидростатического расчета лодки. Для решения этого интеграла воспользуемся графическим методом и построим таблицу (табл. 31).

Так как обычно для удобства гидростатического расчета на теоретическом чертеже лодки расстояния между шпангоутами берутся одинаковыми, ¹ т. е.

$$dx = \Delta l,$$

то можно написать:

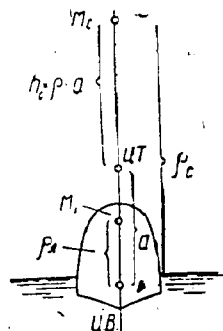
$$I_x = \frac{2}{3} \sum y^3 \cdot \Delta l.$$

Отсюда собственный метацентрический радиус лодки:

$$\rho_x = \frac{I_x}{D_x}.$$

Так как положения ц. т. (фиг. 114) и центра величины ц. в. известны, то и величина a известна. Отсюда:

$$h_x = \frac{I_x}{D_x} - a.$$



Фиг. 114. Положение ц. т. лодки.

Собственная метацентрическая высота лодки отрицательная, и одна лодка, без боковых поплавков неустойчива.

Развертываем вышеприведенную формулу максимального восстанавливающего момента:

$$-D_x h_x \sin \theta + d_n l' = D_c \cdot h_c \cdot \sin \theta,$$

$$\text{где } h_c = 0,6 \sqrt[3]{G}.$$

Преобразуя эту формулу, получаем:

$$d_n l' = (D_c \cdot h_c + D_x \cdot h_x) \sin \theta.$$

При проектировании общего вида гидросамолета, обычно из конструктивных соображений задаются величиной l' , равной расстоянию поплавок от диаметральной. Тогда, подставляя вместо D_x равную ему величину $(D_c - d_n)$, решаем уравнение относительно d_n . Опуская промежуточные выкладки, получаем:

$$d_n = \frac{D_c \cdot \sin \theta (h_c + h_x)}{l' + h_x \cdot \sin \theta}.$$

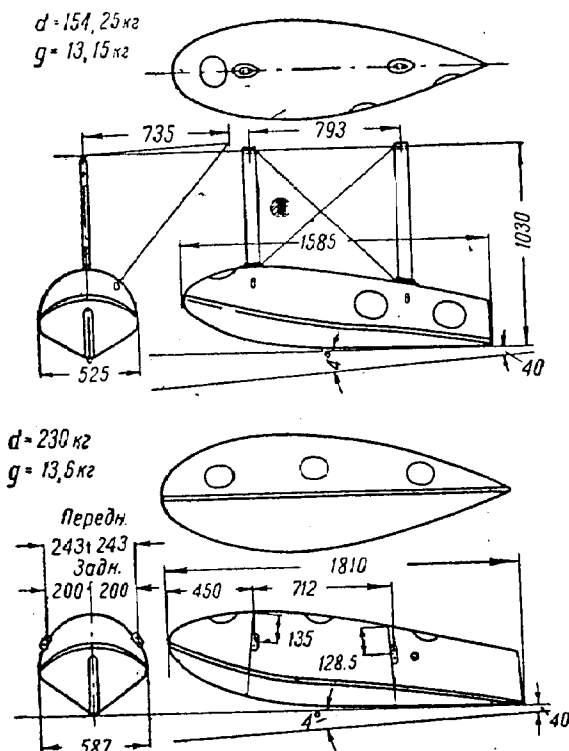
Полученный объем увеличивают ~ на 5—10%, а размеры принимают за исходные. После этого необходимо проделать полный расчет поперечной остойчивости по методам теории гидроавиации и затем принять окончательное решение.

¹ Не нужно забывать, что разбивка шпангоутов на первом теоретическом чертеже лодки взята для удобства с постоянными расстояниями и эти теоретические шпангоуты отличаются от строительных. Разбивка строительных шпангоутов производится позднее — после окончательного выбора лодки.

Коэффициент полноты поплавок принимают в среднем:

$$\delta = 0,45.$$

Задаваясь соотношениями $\frac{l_n}{b_n}$ и $\frac{l_n}{h_n}$ по лучшим образцам уже испытанных гидросамолетов, определяют все основные размеры поплавок l_n , b_n и h_n (фиг. 115).



Фиг. 115. Поплавки Brewster.

Второй способ определения размеров поплавок

За основу этого способа принято, что новый проектируемый самолет является развитием какого-то уже испытанного с хорошими данными.

Эти данные принимают за исходные для расчета проектируемого самолета.

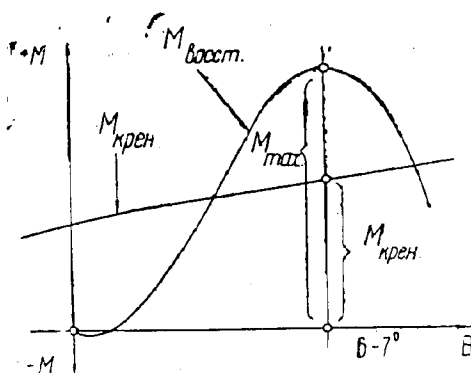
Считаем известными (для образца): h_n^A , D_c^A , D_n^A , d_n^A , l_n^A , $l_{кр}^A$, $S_{кр}^A$ и V_n в м/сек.

Предельную скорость ветра V_n для испытанного гидросамолета берут по данным испытаний.

На основании диаграммы Рида (фиг. 116) можно написать:

$$\frac{M_{\text{восст. макс}}}{M_{\text{крен}}} = A.$$

Если в данных испытаний указано, что образец достаточно устойчив во всех имевших место случаях и эта степень устойчивости удовлетворяет условиям, то это отношение сохраняется.



Фиг. 116. Диаграмма Рида для самолета.

На основании предыдущих допущений можно написать:

$$M_{\text{восст. макс}} = -D_{\perp} \cdot h_{\perp} \cdot \sin \theta_{\text{макс}} + d_{\perp} \cdot l'.$$

То же можно написать для кренящего момента:

$$M_{\text{кр}} = K_{\text{кр}} \cdot \rho \cdot S l_{\text{кр}} \cdot V_{\text{в}}^2.$$

Но ранее принято:

$$\left[\frac{M_{\text{в макс}}}{M_{\text{кр}}} \right] \text{ для образца } = \left[\frac{M_{\text{в макс}}}{M_{\text{кр}}} \right] = A \quad \text{для нового гидросамолета.}$$

В раскрытом виде уравнение пишется так:

$$\frac{M_{\text{в макс}}^A}{K_{\text{гид}} \rho S^A l_{\text{кр}}^A V_{\text{в}}^2} = \frac{-D'_{\perp} h'_{\perp} \sin \theta + d'_{\perp} l''}{K_{\text{гид}} \rho S l_{\text{кр}} V_{\text{нов}}^2}.$$

Так как самолеты похожи, можно считать, что значения коэффициента $K_{\text{гид}}$ не изменяются и для нового гидросамолета ¹. Кроме того, в правую половину вписана скорость ветра $V_{\text{нов}}$, заданная техническими требованиями новому самолету. Замена в правой части $D'_{\perp}$ на $D'_{\perp} - d'_{\perp}$ дает, что в левой части все величины известны, в правой то же — за исключением $d'_{\perp}$ и l'' .

¹ Это допущение позволяет определить размеры, не имея боковой продувки нового гидросамолета.

Задаваясь из конструктивных соображений величиной l'' , решаем уравнение относительно d''_{Π} .

Получаем решение:

$$d''_{\Pi} = \frac{\left[(M_{\max}^A) \cdot \frac{S_1 \cdot l''_{\text{кр}} \cdot V_{\text{ном}}^2}{S_A \cdot l_{\text{кр}}^A \cdot V_1^2} \right] + D' \cdot h'_{\Pi} \sin \theta}{h'_{\Pi} \sin \theta + l''}.$$

Если заданный ветер несколько сильнее, чем был на испытаниях, из предосторожности можно полученную величину увеличить на 10%. В дальнейшем поступают, как и в предыдущем случае, т. е. находят величины l_{Π} , b_{Π} и h_{Π} .

Третий способ выбора поплавок

Англичане выбирают размеры подкрыльных поплавок по формуле А. R. Collins. Способ этот предписывается в качестве обязательного Английским министерством торговли и промышленности. Пусть θ — угол крена; тогда дестабилизирующий момент лодки

$$M_{\Pi} = D \cdot h_{\Pi} \sin \theta.$$

Стабилизирующий момент поплавок

$$M_{\Pi} = d \cdot l \cos \theta.$$

Здесь l — расстояние от оси лодки до оси поплавок. Избыток восстанавливающего момента

$$\Delta M = M_{\Pi} - M_{\Pi}.$$

Относительный запас остойчивости

$$K = \frac{\Delta M}{M_{\Pi}} = \frac{M_{\Pi} - M_{\Pi}}{M_{\Pi}} = \frac{M_{\Pi}}{M_{\Pi}} - 1.$$

У англичан принято считать, что

$$K \cdot h_{\Pi} = \sqrt[3]{D}.$$

Подставляем вместо K его значение

$$\left(\frac{M_{\Pi}}{M_{\Pi}} - 1 \right) \cdot h_{\Pi} = \sqrt[3]{D}.$$

Заменяем M_{Π} и M_{Π} их значениями:

$$\left(\frac{d \cdot l \cos \theta}{D \cdot h_{\Pi} \sin \theta} - 1 \right) \cdot h_{\Pi} = \sqrt[3]{D}$$

или

$$\frac{d \cdot l \cdot h_{\Pi} \cos \theta}{D \cdot h_{\Pi} \sin \theta} - h_{\Pi} = \sqrt[3]{D}.$$

Отсюда

$$d \cdot l = D (h_{\Pi} + \sqrt[3]{D} \operatorname{tg} \theta)$$

или

$$d = \frac{D(h_n + \sqrt[3]{D}) \operatorname{tg} \theta}{l},$$

где d — выражено в фунтах,

h — в футах,

D — в фунтах.

Английское министерство опубликовало эту формулу в несколько ином виде, а именно:

$$d = \frac{D(h_n + \sqrt[3]{D}) \sin \theta}{l}.$$

Практически это одно и то же, так как можно считать, что $\theta \approx 7^\circ$:

$$\sin \theta = \operatorname{tg} \theta.$$

Значение $K=0,75$ для самолетов, у которых $G < 1000$ кг, и $K=1,0$ для остальных самолетов.

В переводе на метрическую систему эта формула получит вид:

$$d = \frac{D(h_n + 0,4\sqrt[3]{D}) \sin \theta}{l},$$

где d — в кг,

h_n — в м,

D — в кг,

l — в м.

Определением размеров подкрыльных поплавков заканчивается изыскание размеров гидросамолета. Что касается выбора размера жабр, то определенного способа для этой цели пока нет, но можно, пользуясь английской формулой, задаться величиной $M_{\text{восст. макс}}$ и далее находить размер жабр по системе „Теории гидроавиации“ Косоурова методом последовательного приближения.

II. ПОСТАНОВКА САМОЛЕТА НА ПОПЛАВКИ

Поплавковых гидросамолетов, специально задуманных и спроектированных, очень мало. Обыкновенно поплавковый гидросамолет имеет еще и сухопутного двойника. Это показывает, что в первую очередь создавался сухопутный экземпляр, который впоследствии был поставлен на поплавки. Причина этого совершенно ясна: полное использование уже освоенной материальной части, меньшее количество типов разных самолетов и благодаря этому лучшее их использование¹. К специально спроектированным поплавковым самолетам нужно отнести некоторые типы военных машин (например торпедоносцы), единственно правильное решение которых мыслится в поплавковой схеме. За последние годы в этой же поплавковой схеме выходят специальные самолеты для рекордов скорости — гоночные машины, как например Supermarine „S-5“, „S-6“, „Macchi-Castoldi“ и др. По схеме однопоплавкового самолета

¹ Из этого не следует делать вывода, что поплавковый гидросамолет — это тип приспособленный. Некоторые типы машин трудно себе представить в иной схеме, помимо поплавковой.

создано большое количество катапультных машин Vought „Corsaire“, Macchi-MF6 и др.

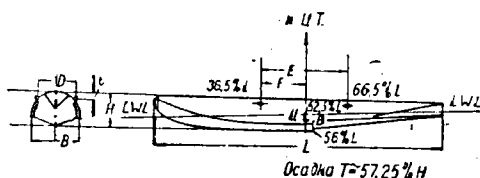
Компановка однопоплавковой машины несколько напоминает компановку лодочного гидросамолета. Размеры и соотношения поплавков берутся по вышеприведенным формулам. Для поперечной остойчивости применяются боковые подкрыльные поплавки, как и в случае лодочного гидросамолета. Определение размеров подкрыльных поплавков мы уже рассмотрели в предыдущем параграфе.

Таблица 32

Данные поплавков Short

№ по пор.	Наименование	Вес самолетов на поплавках, кг				
		Обозначения	1602	2740	7150	5400
1	Полное водонизмещение поплавок . .	D кг	1562	2820	7165	5764
2	Длина поплавок . .	L м	—	7844	10622	9875
3	Ширина поплавок . .	B м	—	948	1288	1200
4	Высота поплавок . .	H м	—	820	1136	1069
5	Длина носа до редана	l_1 м	—	4108	5492	5113
6	Длина кормы от редана	l_2 м	—	3736	5130	4762
7	Площадь миделя . .	$\otimes$ м ²	—	0,577	1,05	0,904
8	Коэффициент полноты водонизмещения	$\delta = \frac{D}{L \cdot B \cdot H}$	—	0,462	0,461	0,456
9	Коэффициент полноты миделя	$\mu = \frac{\otimes}{B \cdot H}$	—	0,743	0,718	0,705
10	Линейные соотношения	$\frac{L}{B}$	—	8,25	8,75	8,23
11		$\frac{L}{l_1}$	—	9,55	9,36	9,23
12		$\frac{H}{B}$	—	0,865	0,882	0,882
13	" "	$\frac{l_1}{l_2}$	—	1,09	1,07	1,073
14		кг	81,5	111,2	266,0	252
15	Удельный вес поплавок	кг/м ³	52,0	39,0	37,4	44,0
16	Положение ц. в. от носа	l_0 м	—	47,6%	—	—
17	Запас пловучести . .	K	0,95	1,06	1,00	1,13

Такое положение, что на поплавки обычно ставятся сухопутные самолеты, привело к тому, что фирмы, выпускающие эти сухопутные самолеты, сами поплавков не проектируют, а передают это дело заво-



Стандартные коммерческие
парные поплавки фирмы
Brewster & Co

(размеры и веса даны только для
одного поплавка — без стоек)

№ по пор.	Водоизмещен- ные поплавок ¹	L м	B мм	H мм	D мм	E мм	F мм	G мм	Вес кг
1	571,00	4,216	610,0	452,0	449,0	1260,0	643,0	11,5	45,36
2	716,70	4,546	655,0	485,0	485,0	1360,0	695,0	89,0	52,6
3	802,80	4,725	705,0	485,0	520,0	1410,0	722,0	94,0	57,15
4	898,10	4,877	705,0	525,0	520,0	1445,0	745,0	94,0	60,8
5	1006,00	5,106	762,0	525,0	564,0	1525,0	777,0	101,5	67,15
6	1130,00	5,296	762,0	570,0	564,0	1575,0	808,0	101,5	72,6
7	1260,00	5,486	820,0	570,0	630,0	1640,0	839,0	110,0	79,0
8	1420,00	5,715	820,0	615,0	630,0	1700,0	873,0	110,0	88,85
9	1583,00	5,930	882,0	615,0	650,0	1765,0	905,0	117,0	97,5
10	1773,00	6,160	882,0	660,0	650,0	1815,0	940,0	117,0	110,0
11	1986,75	6,388	952,0	660,0	705,0	1905,0	975,0	127,0	122,5
12	2227,00	6,642	952,0	712,0	705,0	1980,0	1012,0	127,0	138,8
13	2494,75	6,805	1030,0	712,0	705,0	1980,0	1052,0	140,0	158,8
14	2794,00	7,162	1030,0	767,0	760,0	2065,0	1092,0	140,0	181,5
15	3134,00	7,442	1110,0	757,0	820,0	2220,0	1134,0	150,0	208,7
16	3510,00	7,721	1110,0	830,0	820,0	2300,0	1181,0	150,0	231,5
17	393,00	8,026	1200,0	830,0	885,0	2385,0	1225,0	162,5	256,3
18	440,00	8,331	1200,0	895,0	885,0	2475,0	1270,0	162,5	279,0
19	4950,00	8,763	1220,0	830,0	926,0	2630,0	1460,0	137,0	300,0
20	5533,00	9,144	1270,0	865,0	965,0	2705,0	1525,0	112,0	313,0
21	6200,00	9,500	1320,0	900,0	1005,0	2845,0	1582,0	150,0	338,0
22	6950,00	9,855	1370,0	932,0	1041,0	2960,0	1640,0	155,0	362,75
23	7785,00	10,236	1420,0	970,0	1080,0	3075,0	1705,0	160,0	396,50

¹ Эта графа обозначает полное водоизмещение одного поплавка или максимальный вес гидросамолета в кг (запас пловучести 100%).

дам, которые специализировались на изготовлении поплавков. Создалась своеобразная монополия поплавоквого производства. В Европе такая монополия сосредоточена в Англии в руках фирмы Short, а в Америке у фирмы Edo. Фирма Short при подготовке к гоночным состязаниям своего поплавоквого самолета Short „Crusader“ произвела много исследований как в опытном бассейне, так и в аэродинамической трубе. Самолет „Crusader“ по целому ряду причин из состязания вышел, но опыт подготовки даром не пропал. Short создал поплавки, удачные во всех отношениях: как в смысле гидродинамических свойств, так и в смысле аэродинамических. Хорошие качества поплавков Short получили почти мировое признание. Многие фирмы заказывают поплавки к своим самолетам (а зачастую даже и шасси к ним) фирме Short, указывая только лишь основные размеры своего самолета, его вес и положения и т. д. Short поставляет поплавки всей Англии, отчасти Германии, Швеции и другим странам. Точно такое же положение в Америке заняла фирма Edo. Эта фирма поставила очень широко научные исследования и в свою очередь добилась блестящих результатов. У Edo поплавки можно получить немедленно по запросу, так как в каталоге фирмы имеются поплавки для самолетов любого веса и размеров, если эти самолеты не выходят из пределов норм.

Поплавоквые гидросамолеты по весу обычно принадлежат к разряду средних самолетов (0,6 — 6-8 т). Самый большой поплавоквый самолет Short „Valette“ имеет вес 10 500 кг. Это надо принять за крайний предел веса и размеров поплавоквого гидросамолета, потому что использование его затруднительно из-за малой мореходности. Наиболее распространенная группа поплавоквых самолетов имеет вес 2000 — 4000 кг, главным образом в двухпоплавковой схеме.

Однопоплавоквые самолеты встречаются преимущественно в катapultных самолетах и в амфибиях типа „Loening“ и Grinnan.

Выше мы приводим табл. 32 и 33 основных размеров и соотношений нескольких поплавков фирм Short и Brewster.

При проектировании поплавоквого самолета могут встретиться два случая:

1. Создается новый гидросамолет, специально задуманный как поплавоквый.
2. Ставится на поплавоквое шасси сухопутный самолет, который был уже спроектирован ранее, и имеются все его характеристические данные: вес, размеры, центровка, общий вид и др.

В связи с этим существуют две схемы порядка проведения проектирования.

а. Проектирование нового поплавоквого самолета

В этом случае работа протекает в следующем порядке:

1. Выбор схемы (биплан, моноплан и т. п.).
2. Весовая компоновка всего самолета с поплавками.
3. Выбор размеров крыла.
4. Выбор основных размеров самолета.
5. Эскиз общего вида (без установки поплавков).
6. Размещение грузов и предварительная центровка.

Размеры поплавок определены по формулам (§ 6, гл. III) для общего веса, приходящегося на один поплавок, $\frac{G_n}{2}$, где G_n — общий полетный вес по весовой компоновке.

По этим формулам определяются: длина поплавка — L_n , ширина поплавка — B_n , высота поплавка — H_n , осадка — T , расстояние от носа до ц. т. — l_0 . Запас пловучести поплавок самолетов составляет 90—100%. Высота поплавка берется обычно:

$$H \geq 1,8 T.$$

Кроме того, на основании обычных соотношений определяется положение редана:

$$l_1 \approx 0,52 L_n.$$

Остается подвести под самолет поплавки.

6. Постановка на поплавки сухопутного самолета

В этом случае мы имеем точно известными: вес сухопутного самолета — $G_{сух}$, положение ц. т. по отношению к коробке крыльев, общий вид самолета в сухопутном варианте.

Постановка на поплавки будет заключаться в следующих операциях: с сухопутного самолета снимаются шасси, костыль, механизмы подвочки к тормозному устройству и пр. Ставятся вновь: 1) поплавок шасси, несущие поплавки, 2) поплавки, 3) морское оборудование (донный якорь, пловучий якорь и т. п.). Кроме того, по сравнению с сухопутным самолетом обычно несколько увеличивается вертикальное оперение и проверяется прочность крыльев и узлов в местах крепления их к фюзеляжу или центроплану на случаи посадки, рулежки и взлета при волне.

На этих режимах в условиях сухопутной эксплуатации самолет не встречает дополнительных ударных нагрузок от волн, и поэтому результатом эксплуатации сухопутного самолета на воде может получиться ослабление расчалок центроплана и разработка основных узлов крыльев (это имело место на самолете Р-2 при постановке его на поплавки).

Морское шасси с поплавками и морское оборудование по весу значительно превосходят сухопутное шасси, так что самолет, поставленный на поплавки, становится тяжелее.

Опыт постановки нескольких самолетов на поплавки показал, что общее увеличение полетного веса по сравнению с сухопутным самолетом достигает 10—12%; таким образом¹

$$G_{\text{пол}} = (1,10 - 1,12) G_{\text{сух}}.$$

Этот вес принимается как исходный для дальнейших работ. После уточнения и определения размеров поплавок можно внести некоторые коррективы и установить окончательный вес.

В дальнейшем по этому весу определяются все размеры поплавок, точно так же как и в первой схеме.

¹ Ниже приводятся данные поплавок „Edo“ (табл. 34), откуда видно, что увеличение веса колеблется для поплавок от 8 до 11%.

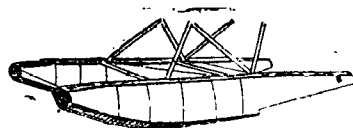


Таблица 31

Установка парных поплавков „Edo“

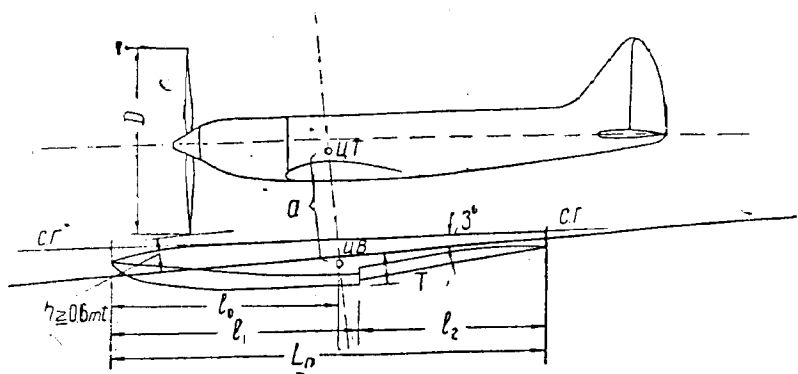
Водонизмещение одного поплавка <i>a</i> . . .	226,8	691,75	832,5	1025,12	1208,75	1496,80	1737,25	2061,5	2109,25	2395	2404,0	2755,5	3021	3402	3480
Вес <i>b</i> , кг . . .	136 204	499 612,5	612,5 748,5	748,5 930,0	930 1088,5	1088,5 1360,75	1360,75 1587,5	1587,5 1950	1587,5 1929,5	1950 2350	1929,5 2313,5	2350,0 2735,0	2735 2971	2971 3356,5	3356,5 3741,0
Вес <i>c</i> , кг . . .	226,8	725,75	875,5	1079,5	1274,5	1974,0	1828	2165	2222,5	2517,5	2531,0	2903,0	3123	3583,5	3979
Вес <i>d</i> , кг . . .	25,0	72,5	86,2	102,0	113,4	136,0	158,75	167,75	177,0	167,75	190,5	167,75	254,0	272,0	290,3
Вес <i>e</i> , кг . . .	—	4,0	4,0	4,0	4,0	4,53	4,53	7,25	7,25	7,77	7,25	7,71	8,16	8,16	8,61
Число переборок <i>f</i> . . .	1	7	8	8	9	9	10	5	10	5	11	6	11	12	13
Общая ширина <i>g</i>	1829,0	2539,0	2590	2870	2870,0	3175	3327,0	3607,0	3327	3607,0	3480,0	3733,0	3707	3860	3860
Общая длина <i>h</i>	2667,0	4368,0	4978,0	4978,0	5587	5587	6197,0	6172,0	6223	6477,0	6832,0	6781,0	6857	7467,0	2077
Максимальная осадка <i>i</i> . . .	178,0	305	305	355	355	406	406	534,0	483	559	483	584,0	559,0	559,0	559

Примечание. *a* — общее полное водонизмещение одного поплавка;
b — вес сухопутного самолета с максимальной нагрузкой, для которого рекомендуются эти поплавки;
c — максимальный вес самолета с морского самолета;
d — средний чистый вес поплавковой установки, прибавляемый после вычета веса шасси и кистей;
e — полный вес системы водяного руля с проводкой;
f — число переборок;
g — общая ширина поплавковой установки;
h — общая длина
i — максимальная осадка при полной нагрузке.

В результате получают все размеры поплавок: L_n , B_n , H_n , l и l_0 ; осадку T и угол диферента 3° . Коэффициент полноты принимаем $\delta = 0,47$.

По полученным размерам поплавок можно уточнить их вес по удельным весам 1 м^3 из весовых статистических таблиц и таким образом выяснить истинное увеличение веса самолета. Если разница в весе достигает значительной величины перетяжеления по сравнению с принятой нами в начале проектирования $10-12\%$, т. е. если увеличение веса значительно выше G сухопутного самолета, следует сделать пересчет, изменить размеры поплавок и определить окончательно общий вес самолета на поплавах.

Дальнейшая работа по схемам a и b ничем не отличается друг от друга. В обоих случаях мы имеем общий вид самолета с нанесенным



Фиг. 117. Взаимное расположение поплавка и гидросамолета.

на нем положением центра тяжести. Ц. т. следует уточнить, так как шасси и костыль снимаются. Кроме того, в обоих случаях известен мотор, а следовательно и диаметр винта.

Также известен диферент поплавка, его осадка и расстояние до центра тяжести от носа. Этих данных вполне достаточно для установки поплавка на боковом виде самолета (фиг. 117). Предварительно необходимо набросать общие очертания поплавка по данным об углах продольной и поперечной килеватости. Базовой линией в поплавке обычно является линия его спины.

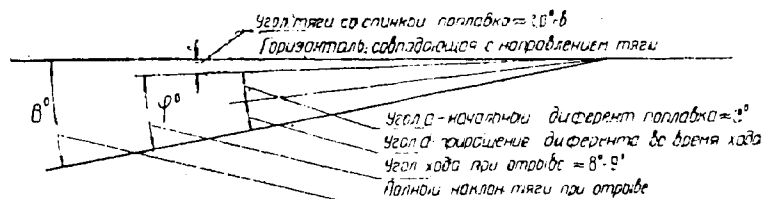
Высота расположения самолета над поплавком определяется винтом. Минимальное расстояние от винта до воды принимается $0,6 \text{ м}$.

Если нет данных о положении центра водоизмещения по высоте, его можно с достаточной точностью принять на $0,25 T$ от поверхности воды. Ось мотора, а следовательно и фюзеляжа лучше направлять параллельно строительной горизонтали (т. е. спинке) поплавка, так как в этом случае имеем минимальный лоб в полете. Это обязательно имеет место в гоночных машинах.

Но тягу не всегда располагают параллельно спинке поплавка. Обычно тягу наклоняют на некоторый угол $\approx +2^\circ$. Затем выбирают

угол установки крыла. Выбор установки производится на основании следующих соображений.

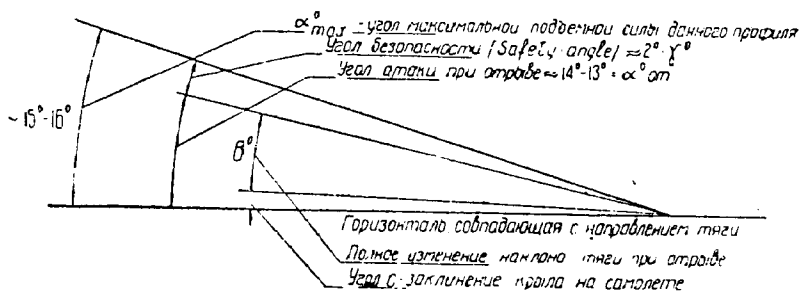
После протаски поплавок известны изменения его диферента во время движения при разных скоростях. Изменение диферента по скорости дается кривой естественных „углов хода“. Обычно для поплавков на скоростях, близких к отрыву, угол хода имеет значение $\approx 8-9^\circ$. Угол начального диферента поплавков принимают $2,5-3,5^\circ$, чаще всего



Фиг. 118. Углы гидросамолета при разбеге.

в среднем $3,0^\circ$. Таким образом диапазоны изменения углов наклона поплавка можно изобразить диаграммой (фиг. 118).

Угол тяги со спинкой поплавка $b \approx 2,0^\circ$; угол α — начальный диферент поплавка, равный 3° ; угол δ — приращение диферента во время



Фиг. 119. Изменение углов атаки при разбеге и взлете гидросамолета.

хода; угол хода при отрыве $\gamma = 8-9^\circ$; полный наклон тяги при отрыве равен B° .

Изменение углов атаки во время движения можно в свою очередь изобразить диаграммой (фиг. 119):

α — угол максимальной подъемной силы данного профиля $= 15-16^\circ$;

$\gamma = 2^\circ$ — угол безопасности (safety angle);

$\alpha_1 = 13-14^\circ$ — угол атаки при отрыве.

Полное изменение наклона тяги при отрыве равно B° .

Угол C° — угол заклинивания крыла на самолете.

Угол безопасности — угол, вычитаемый из угла максимальной подъемной силы крыла, для того чтобы иметь некоторый запас подъемной силы при отрыве и не доходить до предела его.

Угол безопасности колеблется от 1 до 3°, в зависимости от типа машины (моноплан или биплан) и от профиля крыла. Среднее его значение равно 2°.

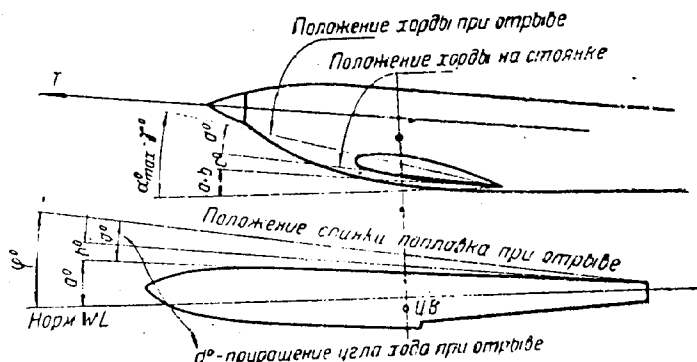
При компоновке поплавкового самолета необходимо соблюдать следующий баланс углов.

Угол хода при отрыве φ° плюс угол заклинения крыла C° плюс угол наклона тяги к спинке поплавка b° равны углу максимальной подъемной силы профиля $\alpha^\circ_{\max}$ минус угол безопасности γ° , т. е.

$$\varphi^\circ + C^\circ + b^\circ = \alpha^\circ_{\max} - \gamma^\circ.$$

Окончательная „игра“ всех углов при беге гидросамолета изображена на фиг. 120.

После этого по виду сбоку становится известной величина α , т. е. превышение ц. т. над ц. в. Теперь остается определить разнос поплав-



Фиг. 120. Установка крыла на гидросамолете.

ков, т. е. расстояние между поплавками по виду спереди. Для этого необходимо рассмотреть вопрос о поперечной остойчивости самолета. Поперечной метацентрической высотой можно задаться по американской или французской формулам:

$$h_c = (p - a) \geq K \sqrt[3]{G},$$

где $K = (0,4 - 0,56 - 0,6)$, причем предпочтительнее брать $K = 0,6$.

Но величина a уже выявлена из чертежа бокового вида самолета (фиг. 117).

Следовательно, полный поперечный метацентрический радиус будет иметь значение:

$$p = h_c + a.$$

Пусть

I_T — поперечный момент инерции площади грузовой ватерлинии WL относительно собственной оси поплавка;

A — площадь грузовой ватерлинии одного поплавка;

γ — коэффициент полноты площади грузовой ватерлинии $\approx 0,7$.

Тогда

$$A = \gamma \cdot L_n \cdot B_n = 0,7 L \cdot B.$$

Если общий поперечный момент инерции системы поплавок на-
звать I_{TT} , то можно написать (фиг. 121):

$$I_{TT} = 2 \left[I_T + A \left(\frac{b}{2} \right)^2 \right].$$

Для упрощения вследствие незначительности можно пренебречь ве-
личиной I_T . Тогда формула упрощается:

$$I_{TT} = 2 \cdot A \cdot \frac{b^2}{4} = \frac{A \cdot b^2}{2}.$$

Но, с другой стороны,

$$\rho = \frac{I_{TT}}{V} = \frac{I_{TT}}{0,47 L \cdot B \cdot H}.$$

В этой формуле известно все, кро-
ме I_{TT} .

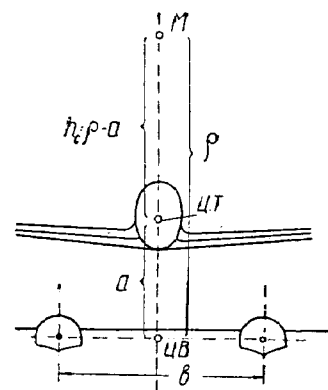
Подставляя вместо I_{TT} его значе-
ние, получаем уравнение:

$$\rho = \frac{I_{TT}}{V} = \frac{A \cdot b^2}{2 \cdot V}.$$

Решение это относительно b даст:

$$b = \sqrt{\frac{2\rho \cdot V}{A}}.$$

Фиг. 121. Взаимное расположе-
ние поплавков (разнос).



Таким образом определится разнос поплавков b , потому что под
корнем все величины известны.

После этого необходимо сделать точный теоретический чертеж по-
плавка и приступить к полному гидростатическому расчету для уточне-
ния всех вышеприведенных приближенных подсчетов.

Следует указать еще на один оригинальный способ постановки са-
молета на поплавки, опубликованный английским специалистом по
гидроавиации Н. Parkinson. В основу этого способа положены извест-
ные соотношения размеров поплавков фирмы Short.

Введем некоторые новые обозначения в дополнение к принятым
раньше:

V — общий подъем одного поплавка в м^3 при 100-процентном за-
пасе пловучести, равный также полному водоизмещению двух
поплавков до грузовой ватерлинии.

G — полный вес самолета в кг , равный полному водоизмещению
системы поплавков до грузовой ватерлинии.

Δ_T — общее водоизмещение одного поплавка в кг .

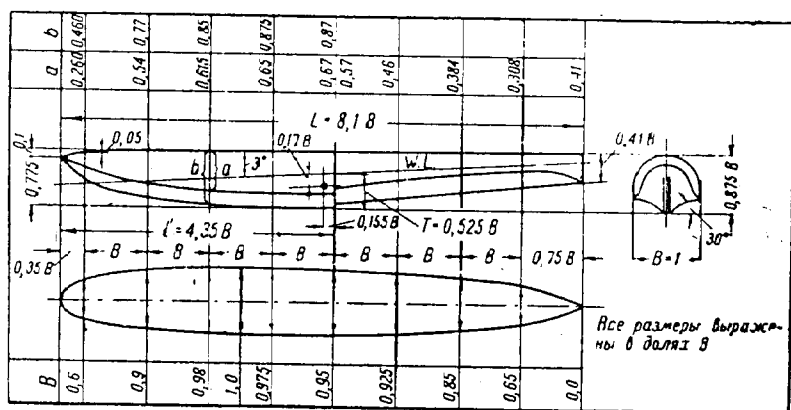
Принято, что вес 1 м^3 пресной воды равен 1000 кг , вес 1 м^3
морской воды равен 1025 кг .

Соотношения размеров поплавка, средние для семейства Short, по-
казаны на фиг. 122.

Здесь за единицу измерения принята ширина поплавка B .

В бортовой и палубной частях поплавков ограничен (описан) полу-

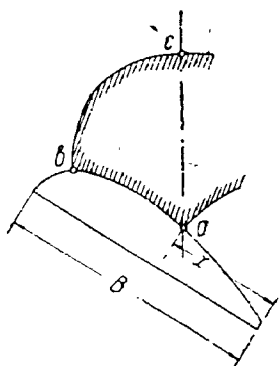
окружностями. Радиусы в сечениях определяются графическим путем по очертаниям поплавок в плане и по виду сбоку. Задняя часть днища состоит из плоских элементов, образующих днище V-образной формы. Обводы передней части днища криволинейны и вычерчиваются по об-



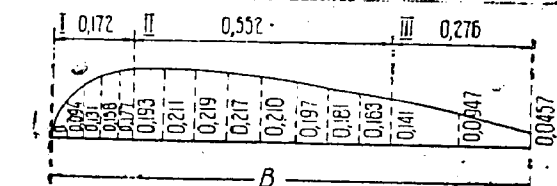
Фиг. 122. Поплавок „Short“.

щему для всего днища лекалу (фиг. 123). Лекало имеет полную длину, равную ширине поплавок B . От тупого конца лекала для каждого сечения поплавок откладывается величина x . Точки a , b и c и очертания по верхней части сечения bcb берутся с общего вида поплавок.

Лекало, отмеченное точкой a , совмещается с точкой a сечения поплавок. Вращением вокруг точки a лекало совмещается с точкой b сечения поплавок. Тогда часть



Фиг. 123. Лекало для обвода передней части днища.



Фиг. 124. Лекало.

кривой лекала, заключенная между a и b , будет истинным очертанием днища.

Семейство поплавков Short имеет следующие средние соотношения между основными размерами (фиг. 122):

$$\left. \begin{aligned} B &= 1,0 \\ L &= 8,1 \cdot B \\ H &= 0,875 \cdot B \end{aligned} \right\} \delta = 0,47.$$

Сравнение приведенных данных с табл. 32 этому не противоречит. Кроме того, эти средние соотношения составлены по очень значительному количеству поплавков.

Объем (полный) одного поплавка:

$$V = \delta \cdot L \cdot B \cdot H = 0,47 \cdot 8,1 B \cdot B \cdot 0,875 B = 3,33 \cdot B^3.$$

С другой стороны:

$$V = \frac{\Delta_T}{1000} \text{ м}^3 \text{ для пресной воды;}$$

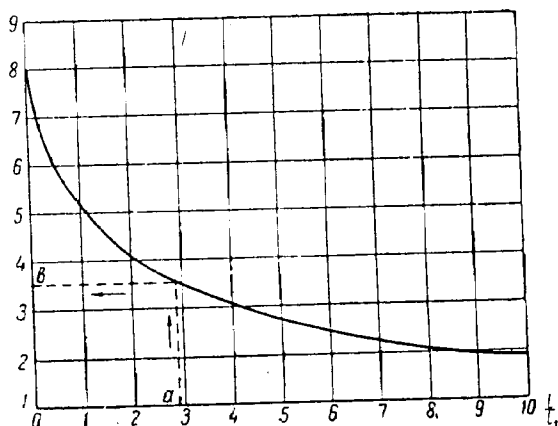
$$V = \frac{\Delta_T}{1025} \text{ м}^3 \text{ для морской воды.}$$

Отсюда

$$3,33 \cdot B^3 = \Delta_T \text{ м}^3;$$

$$B = \sqrt[3]{\frac{\Delta_T}{3,33}} = 0,67 \sqrt[3]{\Delta_T} \text{ м,}$$

где Δ_T дана в м^3 .



Фиг. 125. Кривая $x = f(y)$.

Определив B , по вышеприведенным соотношениям определяют все размеры поплавка, радиусы бортов и палубы, а следовательно все сечения поплавка.

Лекало строится заново для каждого нового поплавка. Длина лекала равна наибольшей ширине поплавка, равной B . Размеры лекала даны в долях величины B (фиг. 124):

участок	I	длиной	$0,172 \cdot B$	делится на	пять	равных	частей
"	II	"	$0,552 \cdot B$	"	"	восемь	"
"	III	"	$0,276 \cdot B$	"	"	две	"

Ординаты кривой точно так же даны в долях B . Для пользования лекалом необходимо иметь кривую $x = f(y)$ (фиг. 125).

При наличии этих материалов пользование лекалом сводится к следующему.

Задавшись нашим весом самолета G и определив размеры поплавка, вычерчивают его вид сбоку и в плане по данным фиг. 122. Затем приступают к вычерчиванию поперечных сечений поплавка. Сечения заданной части затруднений не представляют. Кривизну днища заданной части определяют лекалом.

Пусть (фиг. 126) нужно определить кривизну сечения днища на расстоянии l от носа поплавка. Длина l_1 от носа до редана задана:

$$l_1 = 4,35 B,$$

$$\frac{l}{l_1} = a.$$

Величина a отмечается на оси абсцисс кривой $x = f(y)$ (фиг. 125). Тогда на оси ординат определяют:

$$x = f(y) = b.$$

Помножив полученную величину b на ширину поплавка, равную B , получают в м величину x :

$$x = b_1 \cdot B \text{ м.}$$

Величину x откладывают на лекале от тупого конца (фиг. 123).

Остальные данные поплавка

Запас пловучести 100%

Угол начального диферента -3°

Центр водоизмещения находится на $0,155 B$ вперед от редана и на $0,170 B$ ниже грузовой ватерлинии.

Осадка $T = 0,525 B$ на вертикали от кнля у редана. Площадь WL :

$$A = 0,7 \cdot L \cdot B.$$

Поперечный момент инерции относительно диаметра ли поплавка:

$$I_T = 0,039 \cdot L \cdot B^3.$$

Продольный момент инерции относительно центра водоизмещения:

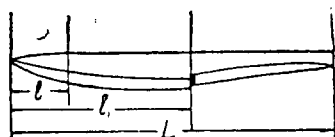
$$I_c = 0,039 \cdot L^3 \cdot B.$$

В остальном установка поплавков ничем не отличается от изложенных выше способов.

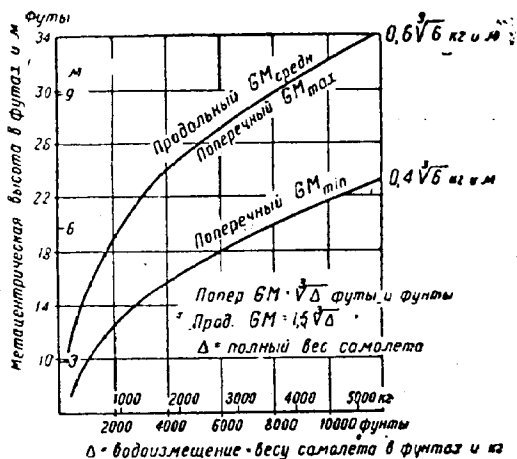
В заключение на фиг. 127 для удобства пользования приведен график изменения

Фиг. 127. Изменение кривых метацентрических высот в зависимости от веса самолета.

метацентрических высот — продольной и поперечной — в зависимости от веса самолета.



Фиг. 126. Поплавок.



Нижняя кривая — поперечная метацентрическая высота (min) — дана по американской формуле:

$$h_c = 0,4 \sqrt[3]{G}.$$

Вторая кривая — поперечная метацентрическая высота (max) — дана по французской формуле:

$$h_c = 0,6 \sqrt[3]{G}.$$

Эта же кривая является кривой средних значений продольной метацентрической высоты:

$$h_{c_{\text{прод}}} = 0,6 \sqrt[3]{G}.$$

Вообще же продольная метацентрическая высота для современных гидросамолетов лежит в пределах

$$h_{c_{\text{прод}}} = (0,56 - 0,72) \sqrt[3]{G}.$$

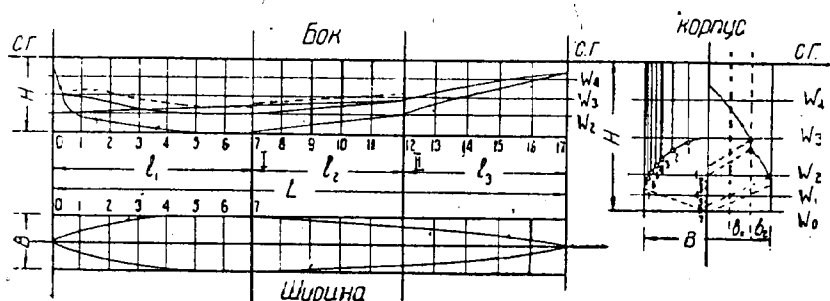
12. СОСТАВЛЕНИЕ ТЕОРЕТИЧЕСКОГО ЧЕРТЕЖА ЛОДКИ И РАЗБИВКА ЕГО НА ПЛАЗЕ

После определения всех размеров самолета и его отдельных деталей, по окончании компоновки необходимо перейти к уточнению размеров и более тщательной проверке путем точных расчетов. Прежде всего нуждаются в уточнении и проверке лодка или поплавки. Размеры, установленные по эмпирическим формулам, являются лишь основными (длина, ширина, высота). Для того же, чтобы приступить к гидростатическим расчетам, необходимо иметь возможность получать любое сечение лодки или поплавка и совершенно точные зависимости между отдельными частями лодки. Для этого нужно составить теоретический чертеж лодки.

Теоретический чертеж — это точный чертеж совмещенных сечений лодки как продольных, так и поперечных, дающих полное и исчерпывающее представление о всех внешних размерах лодки или поплавка. От тщательности проработки и увязки теоретического чертежа зависят и гидродинамические качества самолета и точность изготовления отдельных деталей лодки. Поэтому, как только получены основные размеры лодки или поплавка и произведена их увязка с общим видом самолета, приступают к изготовлению теоретического чертежа первого приближения для проведения гидростатического расчета, чтобы сразу же внести некоторые коррективы в очертания еще до протаски лодки.

Эскизный теоретический чертеж делается обыкновенно следующим образом: на хорошей плотной бумаге, часто на пергаменте, в масштабе $1/20$ — $1/10$ в зависимости от размера гидросамолета наносятся основные данные лодки, т. е. длина L , ширина B и высота H . Так как общий вид самолета к этому моменту уже скомпонован, то можно отметить положение основной базовой линии лодки, так называемой „строительной горизонтали“, которая на чертежах обозначается знаками с. г. (фиг. 128).

На расстоянии H проводится линия, параллельная с. г., причем в данном случае лучше на точность чертежной доски и рейшины не полагаться, а добиться параллельности точным построением. Затем таким же построением к обеим этим линиям восстанавливается перпендикуляр, который будет „передним перпендикуляром“ лодки. От этого перпендикуляра по строительной горизонтали откладывается величина L и снова восстанавливается перпендикуляр, который будет задним перпендикуляром лодки. Такими же перпендикулярами отмечаются положения переднего и заднего редана. Ниже этого прямоугольника, параллельно с. г., пробивается ось лодки в плане, от которой продолжением переднего и заднего перпендикуляров отсекают длину лодки L . По обе стороны от оси откладывают $\frac{B}{2}$ и проводят линии, параллельные оси лодки, а значит и строительной горизонтали. Продолжения реданных



Фиг. 128. Разбивка на плане.

перпендикуляров отметят положения реданов; таким образом получают основную решетку или сетку лодки.

В правой части чертежа пробивают вертикальную ось, а перпендикулярно к ней — строительную горизонталь. Затем от с. г. откладывают величину H , но уже в вдвое большем масштабе, а от оси откладывают полушироты $\frac{B}{2}$, точно также в удвоенном масштабе. Это дает прямоугольник со сторонами B и H . В этот прямоугольник впоследствии будут вписаны поперечные сечения лодки.

Когда таким образом основная решетка приготовлена, ее обыкновенно прочерчивают очень тонкими линиями туши. Этот технический прием позволяет делать варианты сечений, много раз стирать неудачные наброски и на их место помещать другие, не нарушая точности взаимоотношений базовых линий. После этого всю длину лодки делят на 20 — 25 равных частей, но так, чтобы точки делений совпадали с отметками I и II реданов. Если же почему-либо такая разбивка не выходит, то лодку от редана к носу делят на равные части, а от редана к корме также на равные части, но по длине отличные от первых.

Такая разбивка на равные участки дает очень много упрощений в гидростатическом расчете. Эти деления определяют места „теоретических“ шпангоутов, т. е. тех сечений, которые необходимы только для

определения и уточнения обводов лодки и которые в будущем уступят место „строительным“ плангоутам, связанным уже с конструкцией корпуса лодки. Если такое деление произведено удачно, то и его закрепляют тоненькими линиями туши на обоих длинных прямоугольниках. Этим подготовительная работа разбивки сетки заканчивается. В дальнейшем приступают к созданию обводов лодки или поплавок.

Задав широту, углами продольной и поперечной килеватости, намечают положение скул на реданах, высоту заднего редана и положение заднего конца лодки. Для примерной ориентации можно наметить приблизительное положение грузовой ватерлинии (осадка определяется по вышеуказанным формулам, а дифферентом можно задаться в пределах $1,5—2,0^\circ$). После этого мягким карандашом, обыкновенно от руки (для этого первый теоретический чертеж и делается в небольшом масштабе), намечают очертания килевой линии и скул лодки на виде сбоку так, как их хотелось бы видеть конструктору. Затем набрасывается очертание лодки в плане на нижележащем прямоугольнике. Максимальная ширина лодки обыкновенно приходится $\sim$ на 35% длины лодки от переднего перпендикуляра. Ширина заднего редана составляет $\sim 80\%$ ширины переднего.

Закончив наброски вида сбоку и в плане, все точки скул, килей и палубы переносят на правую часть чертежа — на „корпус“. Корпус вычерчивается только по половинкам вследствие симметричности лодки. Налево от оси лодки вычерчивается вид спереди — от носовых шпангоутов до мидель-шпангоута, а направо от оси — вид сзади — от мидель-шпангоута до кормы. Так как на этом виде точки близко подходят друг к другу и часто ложатся одна на другую, его и делают в увеличенном масштабе. На основании вышеизложенных соображений задаются характерным очертанием днища у редана и, постепенно увязывая его плавность, наносят на корпус.

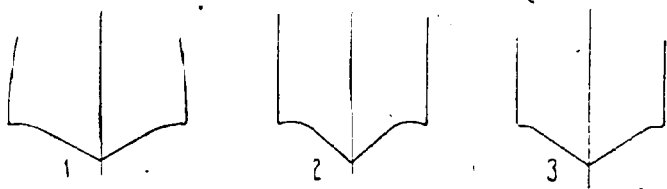
Получив первый набросок теоретического чертежа, все сечения которого точно увязаны между собой по крайним точкам (т. е. по точкам верхней и нижней скул и килевой точке на каждом сечении) всех трех проекций, приступают к гидростатическому расчету. На этом эскизном теоретическом чертеже нет особенного смысла гнаться за чрезмерной точностью плавности изменений изгиба днища и бортов, так как малый масштаб чертежа не уловит всех этих тонкостей. Да, кроме того, целый ряд более или менее крупных изменений, которые могут представиться в результате расчета, делает бессмысленной эту чрезмерную точность. Наличие же явных неплавностей (вмятин в корпусе или, наоборот, „опухолей“) может быть обнаружено глазом по сечениям.

Первый гидростатический расчет дает обычно неприемлемый дифферент, либо слишком большую осадку, либо неудачное затопление скул и т. п. Приходится в общие или местные обводы лодки вносить некоторые изменения, до тех пор пока не будет найдено нужное погружение и нужный дифферент. Но и это еще не дает гарантии, что обводы выбраны удачно. Их нужно проверить протаской в опытном бассейне. Для этого в определенном масштабе, который выбирается на основании закона Фруда, в зависимости от отношения истинных скоростей движения лодки к соответствующим скоростям тележки бассейна, изготавливается

деревянная или парафиновая модель лодки или поплавков, в точности повторяющая их обводы, положение и. т., осадку и дифферент.

Если испытания в бассейне показали, что лодка имеет хорошее гидродинамическое качество¹, устойчивый бег, отсутствие раскачивания во время бега, не слишком сильное брызгообразование, то можно приступать к дальнейшей разработке лодки. В случае неудачных испытаний (малое качество, неустойчивый бег и т. д.) необходимо внести изменение в обводы лодки или поплавков, чтобы устранить все дефекты бега. Все изменения вносятся на основании наблюдений за картиной бега и изучения кривых, характеризующих протаску. Трудно или почти невозможно дать рецепты изменений, которые могут внести улучшения. Известно только, что малое качество гидропланирования обычно сопровождается большими углами хода модели (11—15°).

Для понижения углов хода и приведения их к приемлемым значениям (8—9—10°) иногда бывает достаточным уменьшить углы продольной килеватости. Иногда этого же можно достигнуть перемещениями



Фиг. 129. Форма днищ гидролодок Rohrbach и Saunders.

положения заднего редана, что приводит к изменению продольной килеватости². Иногда это вызывается слишком большой активностью носа, и незначительное уширение лодки в районе заднего редана может резко изменить картину. Увеличение килеватости в носовой части лодки может точно так же способствовать увеличению качества.

Для предотвращения бурных и сильных брызг из-под носа лодки рекомендуется некоторый изгиб днища в поперечном направлении или же днище туннельного образования, введенное Rohrbach (фиг. 129, черт. 1 и 2).

Английская фирма Saunders в своей маленькой летающей лодке „Cutty Sark“ применила форму днища, представленную на фиг. 129, 3. Это дало очень простую конструкцию набора лодки, по существу ничем не отличающегося от формы сечения 1 (фиг. 129). В случае применения туннельного днища (фиг. 129, 2) необходимо очень тщательно проработать форму туннеля, — иначе она может повести к увеличению сопротивления.

¹ Гидродинамическое качество, равное $\frac{A}{R}$, есть отношение нагрузки на воду на данной скорости к соответствующему водяному сопротивлению. Значение $\frac{A}{R}$ должно лежать в пределах 4,5—6,0.

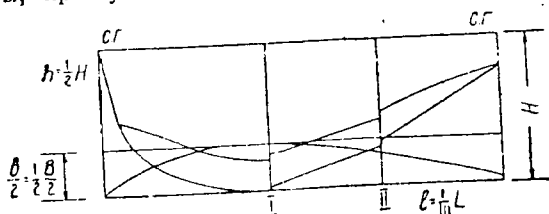
² Двухреданная лодка имеет меньшие углы хода и в гидродинамическом отношении совершеннее, чем однoredанная.

Иногда для улучшения качества бега бывает достаточно изменить положение п. т. лодки по отношению к редану или же просто передвинуть редан. Во всяком случае передвижение переднего редана назад приводит иногда к уменьшению углов хода.

Известно, что Rohrbach сделал около 2000 протасок, прежде чем достаточно хорошо изучил свои лодки. По литературным данным Dognier экспериментировал не только в опытном бассейне, но и в натуре.

Испытания в бассейне необходимо проводить очень тщательно и обязательно добиться успеха. Точного повторения натуре нельзя получить из-за отсутствия динамического подобия, но если модель себя хорошо ведет в бассейне, то и самолет на воде будет вести себя хорошо, что подтверждено практикой.

После того как изменения внесены (а каждое изменение необходимо точно фиксировать, чтобы была совершенно ясна полная связь между внесенным изменением и полученным результатом) и получены приемлемые результаты, приступают к изготовлению окончательного теорети-



Фиг. 130. Проверка плавности обводов лодки.

ческого чертежа, на котором уже пробиваются шпангоуты „строительные“, т. е. соответствующие шпангоутам каркаса лодки. Прежде чем приступить к окончательному чертежу, производят проверку плавности очертаний скуловых и килевых линий в искаженном масштабе. Для этой цели принимают такие масштабы: длина лодки $\frac{1}{6} - \frac{1}{10}$ натуральной величины, а высоты различных сечений лодки $\frac{1}{2} - \frac{1}{4}$ (Фиг. 130).

Такой чертеж делается обыкновенно на специальном листе фанеры, хорошо зачищенном стеклянной бумагой. На этом же листе дается и план лодки в искаженном масштабе. При таком искажении все кривые линии принимают резкую кривизну, и все провалы или выпадывы точек, которые трудно заметить на кривых большого радиуса кривизны, здесь легко обнаруживаются. Кроме того, здесь обнаруживаются все погрешности, возникшие благодаря малому масштабу. Выправив кривые скул и киля, фиксируют их ординаты на всех сечениях, чтобы потом можно было воспроизвести весь теоретический чертеж корпуса в более крупном, но уже не искаженном масштабе.

Для окончательного теоретического чертежа, который является основным для получения всех строительных размеров лодки, выбирают масштаб, уже значительно больший, чем для эскизного чертежа, а именно в $\frac{1}{5} - \frac{1}{10}$ натуральной величины. При этом чертеж совмещенных сечений, называемый „корпусом“, делают в увеличенном против общего, а зачастую и в том же масштабе, так как сечения уже выяснены. В остальном окончательный теоретический чертеж не отличается от

эскизного. Требуется только очень большая тщательность выполнения самого чертежа.

Следует сделать еще несколько практических замечаний по составлению теоретического чертежа.

Если принято при проектировании лодки, что борта очерчиваются прямыми линиями, иными словами, образующие борта — прямые, то это не вносит никаких сложностей в чертежи. При плавном очертании лодки по строительной горизонтали и по нижней скуле прямые борта обязательно дадут плавные очертания.

Но прямые борта имеют один крупный недостаток в случае металлической лодки. Лист дюраля вообще редко бывает идеально плоским. На его поверхности всегда можно увидеть вмятины и вздутия. Поэтому при обшивке бортов и палубы лодки плоскими листами очень трудно получить идеально ровную поверхность, несмотря на предварительную правку листов.

Правда, при увеличении толщины материала это явление уменьшается, но полностью уничтожить его не удастся. Наличие же такой неровной поверхности приводит к увеличению коэффициента лобового сопротивления лодки. Поэтому зачастую при металлической конструкции лодки дают некоторую кривизну бортам и палубе. Такая кривизна делает поверхность борта лодки ровной и гладкой.

Во избежание лишних производственных затруднений очертание кривой борта выбирают таким образом, чтобы она подошла для всех шпангоутов. В этом случае делают деревянное лекало по кривой борта, которым очерчивают все сечения, подобно тому как это было указано при изложении способа проектирования поплавков Parkinson. На таком лекале, полная длина которого совпадает с высотой борта мидель-шпангоута, отмечается точка, совпадающая со строительной горизонталью. Затем в любом сечении, совместив эту точку со с. г. и вращая лекало до совпадения с точкой, отмечающей нижнюю скулу, очерчивают очертания борта по данному участку лекала.

Точки a , b и c построены по обводам скул и киля для данного сечения (фиг. 131). Точка a лекала совмещена со с. г., а само лекало поставлено так, что его очертание проходит через точку b . Очертание ab и есть истинная кривая очертания борта.

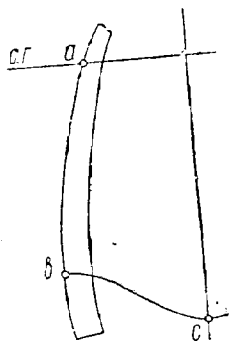
Далее следует рассмотреть порядок образования днища, для чего рассмотрим форму, близкую к туннельной, т. е. такую, при которой V-образное днище разворачивается к горизонтали при подходе к скуле.

На фиг. 132 изображена часть носовых шпангоутов (сильно килеватой лодки с туннельным образованием днища. Линия $m_1 - m_2 - m_3 - m_4 - m_5 - M$ — линия скулы. Очертания днища меняются по одному и тому же закону, а именно: донная часть каждого шпангоута состоит из прямолинейной части $z_0 t_1$ и дуги круга $t_1 m_1$. Точка t_1 лежит примерно на 60—65% ширины днища. Пересечения продолжения прямолинейной части кривой днища с бортом, точки $n_1 - n_2$ и т. д. образуют плавную кривую $n_1 - n_2 - n_3 - n_4 - n_5 - M$, идущую на некотором расстоянии от скулы. Эта кривая называется „ложной скулой“, так как она представляла бы собой скулу лодки, если бы не было туннеля. Оставшаяся часть нижней части шпангоута описана дугой радиуса. Каждый шпангоут очерчен таким же образом: Линия $t_1 - t_2 - t_3 - t_4 -$

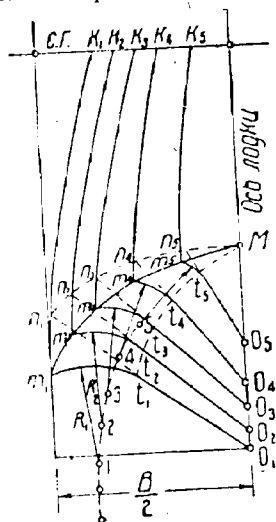
— t_5 — M образует плавную кривую точек касания, а линия 1—2—3—4—5 и т. д. образует кривую центров.

Для упрощения производства чаще радиус дна R делают постоянным, но это не всегда удается. Тогда выбирают прямолинейный закон убывания радиуса. Обычно при вычерчивании дна задаются очертанием его у редана. Получив точку n_1 , задаются наклоны дна. В случае если кривая задана неудачно, радиусы R будут получаться различными и все будет очень трудно увязываться.

После нескольких попыток находят удовлетворяющее очертание „ложной скулы“ и всех прочих элементов. Кривая центров радиусов R



Фиг. 131. Лесало для вычерчивания бортов лодки.



Фиг. 132. Часть носовых шпангоутов.

должна быть плавной, не имеющей изгибов в разные стороны. При подходе к редану кривая должна обратиться в прямую, параллельную оси лодки. Это удастся сделать с очень большим трудом (иногда совсем не удастся) и после многочисленных попыток. Во всяком случае эта кривая должна быть очень пологой, иначе туннель получит криволинейное очертание в плане и будет способствовать увеличению сопротивления. Для проверки плавности кривую „ложной скулы“ наносят на вид сбоку (фиг. 128).

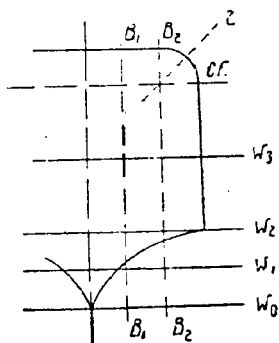
Средняя часть лодки — между реданами — иногда продолжает этот туннель, начатый в носовой части. Иногда же днище здесь делают V-образным, но очерченным прямыми линиями. В случае туннельного днища точно так же пробивают „ложную скулу“ (см. фиг. 128). „Ложная скула“, подобно действительной, образует ступеньку на редане.

Задняя часть лодки всегда имеет днище, образованное прямыми линиями, так как малое влияние, которое она оказывает на гидродинамическое сопротивление, не оправдывает конструктивной сложности, вносимой туннельным образованием.

Некоторые фирмы (Short, Blackburn, Sikorsky) вместо туннельного образования принимают полностью криволинейное очертание нижней части шпангоута. Образование донной части этих лодок имеет вид, показанный на фиг. 133. Палубе обычно придается слегка (а иногда довольно сильно) выпуклая форма. Это вызвано, во-первых, желанием избежать резких и острых кромок, всегда вызывающих увеличение лобового сопротивления, и, во-вторых, увеличить прочность и жесткость палубы за счет формы без увеличения толщины обшивки, так как по палубе приходится иногда ходить, особенно для больших машин. В построениях палубы нет каких-либо установившихся приемов, так как у каждого самолета форма палубы находится в теснейшей зависимости от внешнего вида его.

Параллельно с нахождением наилучших форм очертания дна и бортов производится проверка их плавности. Всякое сечение судна какой-либо плоскостью должно дать плавную кривую.

В качестве характерных сечений для проверки плавности делают несколько сечений лодки вертикальными плоскостями, параллельными оси лодки (B_1B_1 , B_2B_2 — фиг. 133 и b, b_2 — фиг. 128) и горизонтальными (W, W_1, W_2, W_3 и т. д.). Сечения вертикальными плоскостями называются „батоксами“, а горизонтальными — „ватерлиниями“ (фиг. 134). Эти сечения показывают не только плавность течения очертаний дна и бортов, но также закон изменения наклона дна при подходе его к редану и т. п. Для сечений, имеющих плавные переходы и изменения, применяют сечения наклонными плоскостями, называемые „рыбинами“ (сечение плоскостью z в верхнем углу фиг. 133).



Фиг. 133. Донная часть лодок „Short“.

После того как закончен теоретический чертеж и есть полная уверенность в хороших качествах лодки, основанная на протаске, можно приступить к разбивке плаза.

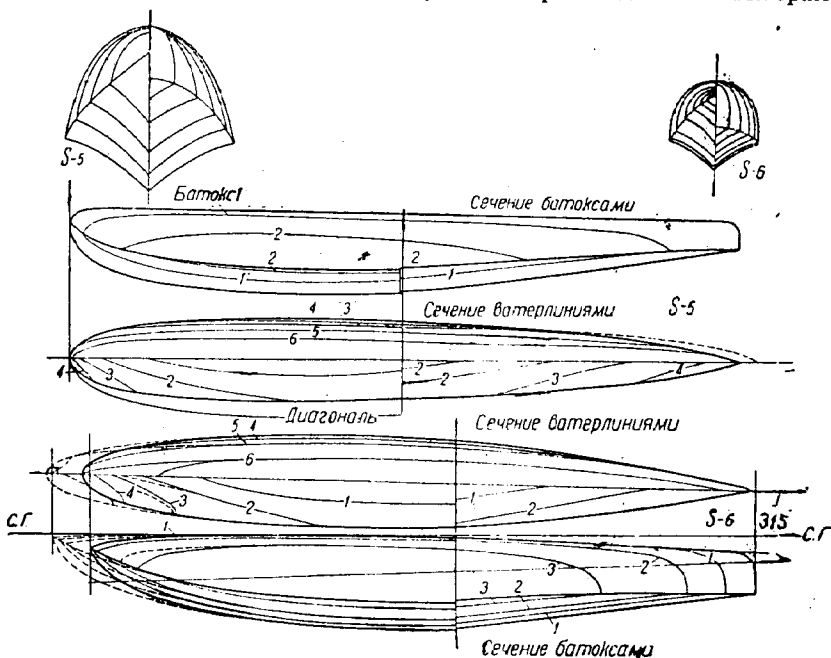
Плаз — это чертеж судна в натуральную величину во всех трех проекциях.

Для этого на специальной раме из толстых брусьев набиваются листы фанеры. Края фанеры застругиваются на-ус и склеиваются. После этого вся поверхность плаза зачищается стеклянной бумагой и становится гладкой и белой. На этом плазе пробивается строительная горизонталь помощью тонкой проволоки, сильно натянутой, потому что никакая линейка не сможет обеспечить точности вычерчивания. Точно так же как и на теоретическом чертеже, разбивается основная сетка, причем точность построения прямоугольников выверяется диагоналями. Все перпендикуляры восстанавливаются построением. Затем на вычерченной сетке откладываются точки скул, киля и т. п.

Кривые линии прочерчиваются помощью длинных и тонких реек квадратного сечения (6×6 и 10×10 мм) из сосны. Подобно чертежу в искаженном масштабе, „бок“ и „ширина“ накладываются друг на друга.

На отдельном небольшом плазе вычерчивается „корпус“ — иногда по половинкам, как на теоретическом чертеже, а иногда — целыми сечениями. В случае очень больших размеров (20—30 м) плазы делаются разборными (составными) по длине.

Назначение плаза — окончательная проверка плавности обводов и очертаний или поплавок, выявление точных размеров всех сечений, получение точных очертаний всех мест лодки, требующих гнутья, и т. п. По плазу делают шаблоны для гнутья кривых деталей, проверка точности выполнения сборки шпангоутов в производстве и выверяются



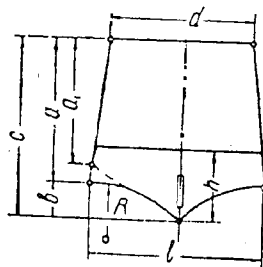
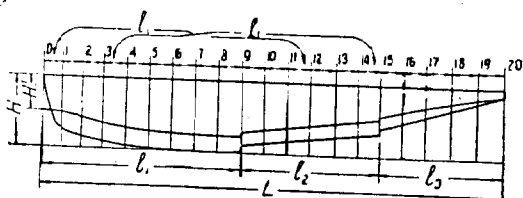
Фиг. 134. Поплавки „S-5“ и „S-6“.

размеры стапеля, на котором производится сборка всей лодки. Плаз — очень ответственный чертеж, от точности выполнения которого зависит точность изготовления лодки в производстве.

Когда плаз окончательно закончен и проверен, его покрывают прозрачным бесцветным лаком, чтобы он не пылился, не пачкался и чтобы не стирались линии обводов лодки.

После этого по плазу составляется окончательная таблица размеров шпангоутов лодки. Для этого все одноименные размеры шпангоутов обозначаются одинаковыми символами, например, высота борта — a , расстояние от скулы до киля — b , полная высота шпангоута от строительной горизонтали до киля — c и т. д. для всех шпангоутов. При сложных очертаниях шпангоутов этих отдельных размеров бывает значительно больше (табл. 35 одинаково важна как для конструкторов и чертежников, так и для производственных работников).

Таблица 35



№ по пор.	l_1	a	a_1	b	c	d	l	h	R
1	500								
2	500								
3	450								
4	450								
5	450								
6	400								
7	400								
8	400								
9	редан								
9'	3550								
10	500								

После составления таблицы можно приступить к разработке конструкции лодки.

13. КОМПАНОВКА ОКОНЧАТЕЛЬНОГО ОБЩЕГО ВИДА

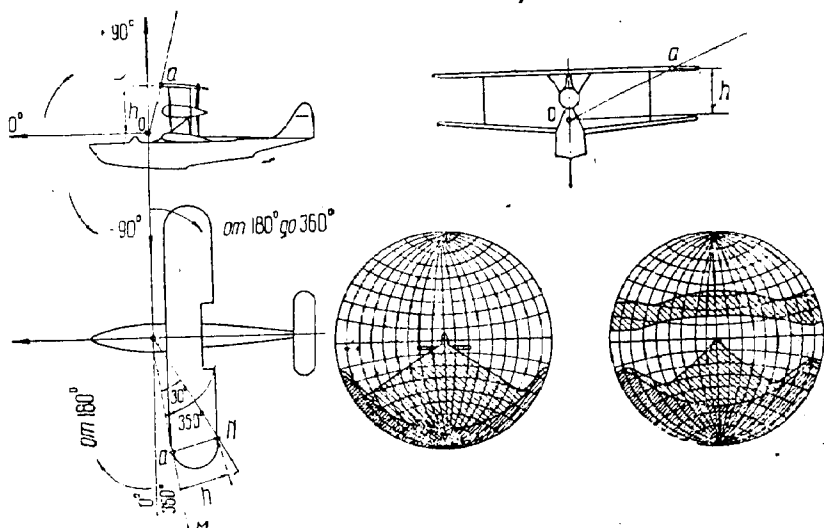
а. Диаграмма обзора и обстрела

После того как определены окончательно все размеры гидросамолета, имеются протаски и продувки, в результате чего намечены изменения, создается окончательный общий вид гидросамолета. Здесь уже наносятся точные обводы лодки, фиксируются все размеры, которые связывают между собой отдельные детали, т. е. закрепляется взаимное положение лодки и крыла, лодки и оперения и т. д. Если были крупные сдвиги разных деталей, еще раз проверяется центровка. Положение мотора зафиксировано, разнос поплавков оправдан расчетом, — самолет получил свое лицо. Затем можно приступить к окончательному аэродинамическому расчету. Одновременно начинается конструктивная разработка. Помимо этого, необходимо произвести и тактическую оценку самолета.

Если самолет гражданского назначения, то оценка его производится по экономическим показателям — скорости, грузоподъемности, дальности и т. п. Для военного самолета, особенно разведчика, необходимо оценить диапазоны обзора и обстрела со всех населенных пунктов самолета.

Оценку производят многими методами. Изложим некоторые из них. Способ Хондожко. Подробно этот способ описан в научно-техническом приложении к журналу „Вестник воздушного флота“ за 1924 г. Мы же дадим только основные принципы этого способа.

Обзор определяется с места пилота и с других точек, которые представляют тактический интерес. Для каждой „точки зрения“ строится своя диаграмма (фиг. 135). В выбранном месте определяется положение глаза по высоте, из которого должно вестись наблюдение. Самолет



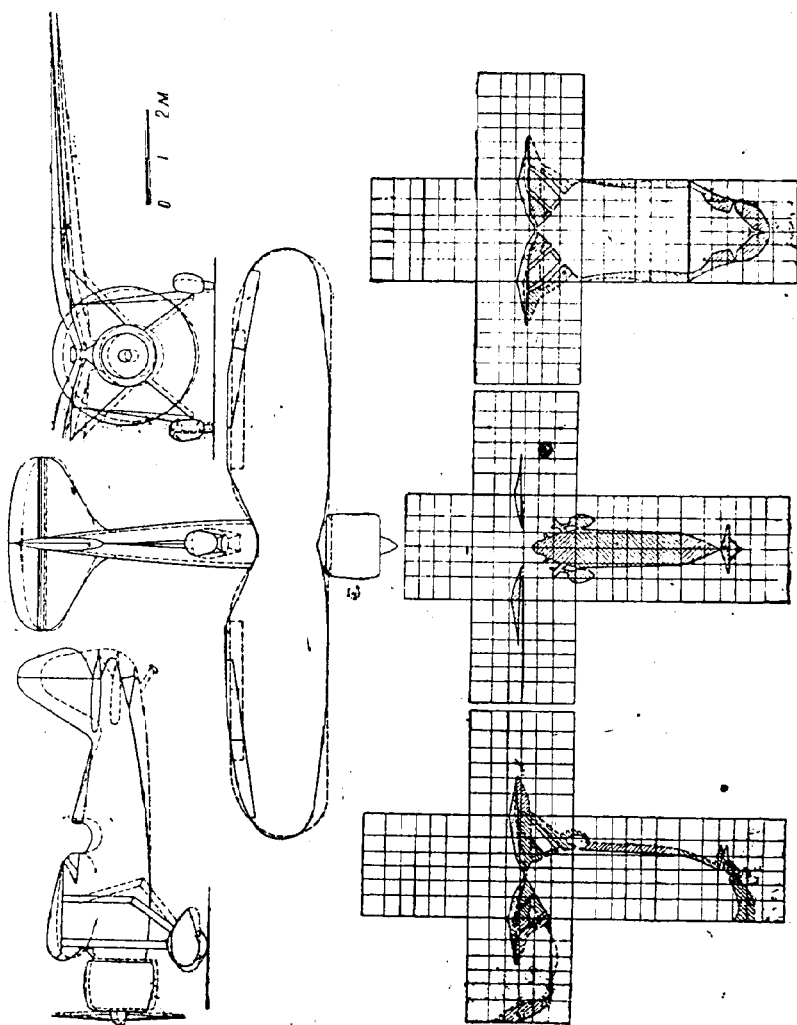
Фиг. 135. Диаграмма обзора (по способу Хондожко).

окружается некоторой воображаемой сферой с центром в принятой „точке зрения“. Из нее проводятся лучи ко всем крайним точкам каждой детали, т. е. по контуру крыла, лодки, оперения, моторной установки и т. д. — до пересечения со сферой, что будет равносильно помещению в „точке зрения“ источника света.

Тогда на поверхности сферы мы получим тень самолета. Чем меньше эта тень, тем лучше обзор, тем меньше мертвых пространств. Чтобы изобразить это графически, проектируют эту сферу на плоскость в виде двух полушарий: первое соответствует обзору вперед от взятой „точки зрения“, а второе — обзору назад. Плоскость раздела перпендикулярна диаметральной плоскости самолета. Координация точек — по методу, принятому для географических карт, т. е. каждая точка определяется широтой и долготой в градусах.

Экватор лежит в горизонтальной плоскости, проходящей через „точку зрения“. Широты отсчитываются от экватора вверх и вниз (вверх — положительные, вниз — отрицательные). Начальный меридиан отсчитывается слева при взгляде вперед, так что справа получается 180°. Точка О — выбранная „точка зрения“ (фиг. 135). Для примера рас-

смотрим построение и определение углов точки a , взятой на верхнем крыле. Вид в плане определяет долготу на задней полусфере $\varphi = 350^\circ$. Высота превышения точки a над горизонтом — h . Проведя меридиан



фиг. 136. „Теп“ французского истребителя.

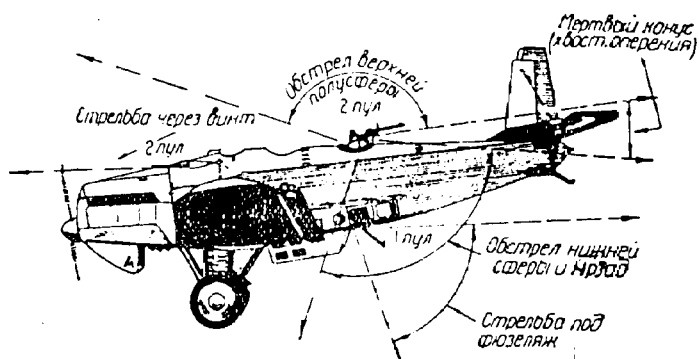
ОМ через точку a в плане, проводим от a вправо (так как точка a выше горизонта) линию, перпендикулярную a , и над ней откладываем высоту h . Получим точку N . Тогда угол MON определяет истинную широту данной точки $\psi = +30^\circ$. Угловые координаты точки a будут: $\psi = +30^\circ$, $\varphi = 350^\circ$. Точка точно зафиксирована на задней полусфере. Таким образом обходят все верхнее крыло (рекомендуется брать 4—5 точек) и определяют его угловые координаты. Нанеся их на полушария,

получают желательную фигуру — „тень“ крыла. Беря отношение общей теневой поверхности проекции полушария, устанавливают характеристику чистоты обзора в процентах. Точно так же получается характеристика обстрела, с той только разницей, что диск винта расчалки коробки крыльев и т. п., прозрачные для обзора, непрозрачны для обстрела, и теневая поверхность в этом случае увеличивается.

Французы применяют для оценки обзора аналогичный метод, но „тень“ самолета проектируют не на поверхность сферы, а на поверхность шести сторон куба (фиг. 136).

Способ этот очень сложен, кропотлив и не всегда находит применение.

В Германии для определения видимости применяют угловую оценку, но максимальные углы обзора из данной точки определяют путем проведения касательных к крайним точкам деталей (фиг. 137).



Фиг. 137. Углы видимости на самолете Junkers.

Все остальные методы оценки отличаются от вышеизложенных только в деталях или в способе графического изображения.

Способ угловой оценки (немецкий) очень прост и достаточно точно характеризует тактические свойства самолета.

14. ГИДРОСТАТИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ И ПРОТАСКА ЛОДКИ В ОПЫТНОМ БАССЕЙНЕ

а. Гидростатический расчет и вопросы непотопляемости

К гидростатическому расчету лодки приступают по изготовлении теоретического чертежа.

Гидростатическим расчетом определяются осадка, грузовая ватерлиния и начальный диферент лодки или поплавков для нормального веса самолета. Эти же основные параметры определяются и для веса с перегрузкой. Здесь очень важно знать осадку и положение ватерлинии, потому что может наступить такой момент, когда самолет не сможет оторваться от воды.

Опыт эксплуатации показал, что нормально спроектированный гидро-

самолет может иногда допускать взлет с общим полетным весом, превышающим нормальный на 20%.

Нормальной перегрузкой гидросамолета обычно считают 12—15%, т. е. гидросамолет должен допускать взлет с полетным весом

$$G_{\max} = (1,12—1,15) G_{\text{норм.}}$$

Это обстоятельство необходимо иметь в виду при проектировании лодки или поплавков. Из этого правила не должно быть исключений, если они не оговорены техническими условиями, — но этот случай нужно признать маловероятным. Перегрузка имеет, особенно существенное значение для военных гидросамолетов. Самолет, не способный перегружаться, много теряет в своей тактической ценности.

Способность перегрузки зависит не только от запаса пловучести, но также во многом от обводов корпуса и от высоты надводного борта, а значит, и от положения крыльев над водной поверхностью.

Это все должно быть учтено при проектировании.

Поперечная остойчивость рассчитывается не только в условиях спокойной воды, но и при волнении. Обычно в технических условиях задается установившийся и шквальный ветер, доходящий до некоторых максимальных значений для данного самолета. Поэтому при исследовании поперечной остойчивости строятся диаграммы крепящего момента для установившегося и для шквального ветра. При построении диаграммы Рида исследуются оба эти момента.

О достаточности размеров поплавков поперечной остойчивости судят по запасу избыточной площади диаграммы восстанавливающих моментов над диаграммой шквального ветра. Для построения диаграмм крепящих моментов необходимо иметь боковую обдувку самолета в присутствии волнистого экрана.

Эта обдувка дает закон изменения коэффициента.

Кривая K_{rw} зависит от индивидуальных свойств данного гидросамолета, схемы его, формы и размеров моторной установки и т. д. Поэтому, если пользоваться коэффициентами K_{rw} других гидросамолетов, даже очень похожих, все же можно получить неверные результаты. Можно рекомендовать этот способ только в качестве первого приближения.

Для ознакомления приводим серию кривых K_{rw} для некоторых известных гидросамолетов, взятую из работы Косоурова и Дементьева („ТВФ“, № 3, 1932):

$$M = K_{rw} \rho S \cdot l V_v^2,$$

где K_{rw} — коэффициент крепящего момента,

S — площадь крыла в м^2 ,

l — размах крыла в м ,

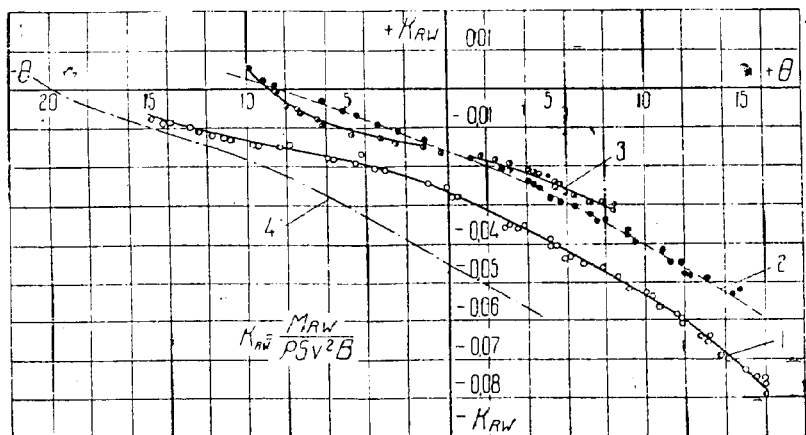
V_v — скорость ветра в м/сек .

Коэффициент K_{rw} есть функция угла крена (фиг. 138—143).

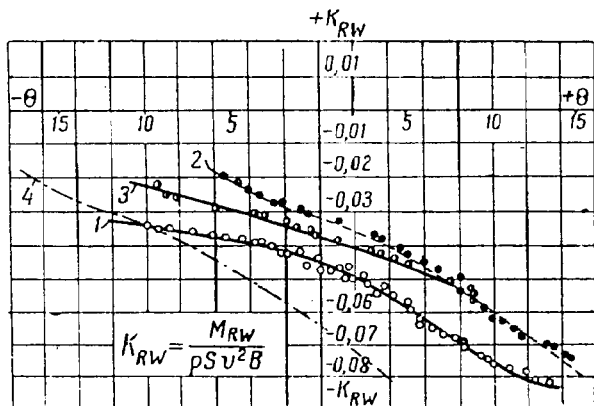
При рассмотрении этих диаграмм оказывается, что с точки зрения боковой обдувки и величины коэффициента K_{rw} , а значит, и с точки зрения поперечной остойчивости гидросамолета биплан выгоднее моноплана. Это обстоятельство обратило на себя внимание Кроссека, который

придает ему очень важное значение в своей работе по поперечной устойчивости гидросамолета¹.

Следующим весьма серьезным моментом является непотопляемость



Фиг. 138. Dornier „Wal“. Обозначения: 1 — модель на гребне волны, 2 — модель на склоне волны, 3 — модель на плоской поверхности, 4 — модель на склоне волны (для углов, отсчитанных от нормали к поверхности волны).



Фиг. 139. Rohrbach „Rocco“. Обозначения: 1 — модель на гребне волны, 2 — модель на склоне волны, 3 — модель на плоской поверхности, 4 — модель на склоне волны (для углов, отсчитанных от нормали к поверхности волны).

гидросамолета. Об общих методах непотопляемости говорилось в главе о технических условиях. Меры эти: глухие водонепроницаемые переборки, делящие лодку на 7—8 частей, двойное дно, высокие флюры.

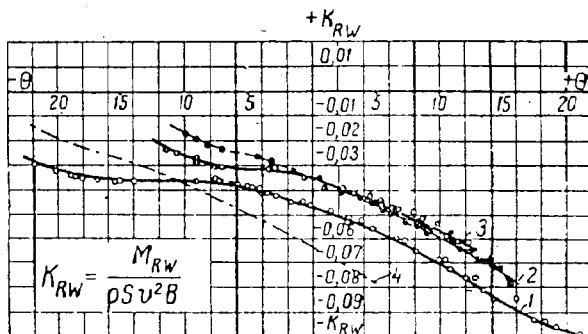
¹ См. Кроссек. К вопросу устойчивости гидросамолета на воде, Отчет № 359 Германского исследовательского института (DVL) по авиации, Берлин, Адлергоф.

В больших современных гидросамолетах обычно применяются глухие переборки. По такому пути решения этого вопроса идут Sikorsky, Dornier, Rohrbach, Lioré et Olivier и др. Англичане чаще применяют метод высоких флор.

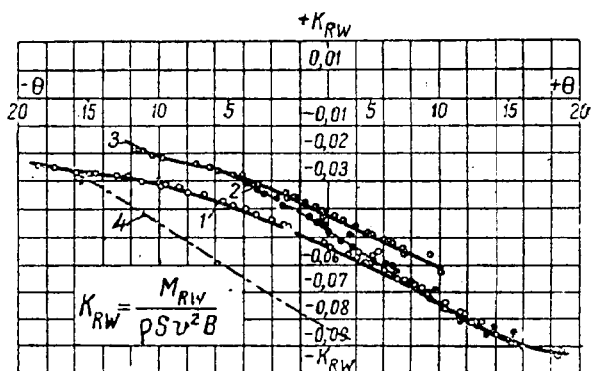
Но с точки зрения гидростатики способы эти сильно разнятся.

В случае пробития двух смежных отсеков при английском способе решения вопроса из общего водоизмещающего объема лодки отходит сравнительно небольшой объем, и лодка получает незначительное изменение начального дифферента даже в случае пробития носовой части. Благодаря незначительному изменению дифферента осадка пробитой части увеличивается также незначительно, вода не может перелиться через достаточно большую высоту флора, и лодка может продолжать безопасное плавание. В случае высоких флор расчетом поверяют наиболее невыгодное затопление передних флор (двух соседних). На основании этого расчета определяют необходимую высоту флор так, чтобы она была на 0,1 м выше WL.

В случае применения глухих водонепроницаемых переборок вопрос значительно сложнее. При разделении лодки на 7—8 отсеков при пробитии дна на границе двух смежных носовых или кормовых отсеков из строя выходит очень большой объем, дифферент судна очень сильно меняется. Вследствие большого угла дифферента часть лодки совершенно выходит из воды. Здесь уже приходится очень внимательно и подробно исследовать не только возможность плавания, но и остойчивость, ибо

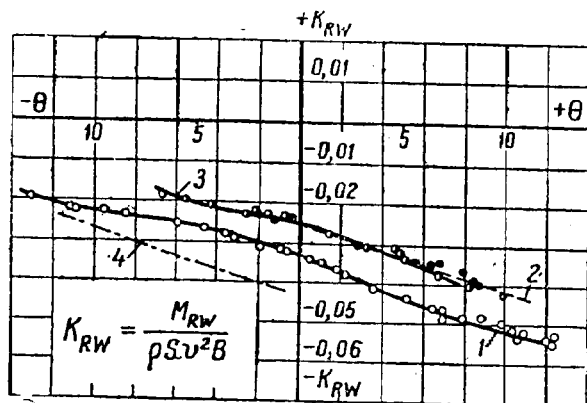


Фиг. 140. „Junkers“. Обозначения: 1 — модель на гребне волны 2 — модель на склоне волны, 3 — модель на плоской поверхности, 4 — модель на склоне волны (для углов, отсчитанных от нормали к поверхности волны).

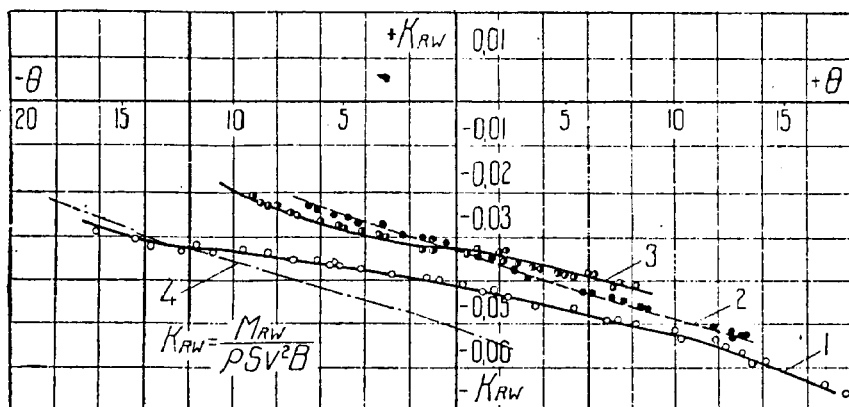


Фиг. 141. Savoia „S-55“. Обозначения: 1 — модель на гребне волны, 2 — модель на склоне волны, 3 — модель на плоской поверхности, 4 — модель на склоне волны (для углов, отсчитанных от нормали к поверхности волны).

если запас остойчивости невелик или совсем отсутствует, то незначительного волнения достаточно, чтобы перевернуть самолет.



Фиг. 142. Lióre et Olivier. Обозначения: 1 — модель на гребне волны, 2 — модель на склоне волны, 3 — модель на плоской поверхности, 4 — модель на склоне волны (для углов, отсчитанных от нормали и поверхности волны).



Фиг. 143. Handley Page. Обозначения: 1 — модель на гребне волны, 2 — модель на склоне волны, 3 — модель на плоской поверхности, 4 — модель на склоне волны (для углов, отсчитанных от нормали и поверхности волны).

Поэтому для правильного решения этого вопроса необходимо сделать несколько вариантов постановки переборок и расчета продольной остойчивости по методу, изложенному в „Теории гидроавиации“ и аналогичному нахождению нормальной ватерлинии¹.

¹ При этом затопленные отсеки выбрасываются из рассмотрения и определяются ватерлиния и остойчивость суммы незатопленных отсеков, которые должны иметь не менее 200% запаса пловучести.

В случае принятия переборок в качестве меры обеспечения непотопляемости необходимо очень тщательно проработать их конструкцию и прочность. При применении водонепроницаемых переборок в них нельзя делать каких-либо отверстий. В этом случае приходится иногда идти на усложнение конструкции. Все проводки управления и т. п. приходится вести наверху под палубой; в случае высоких флор проводку можно разместить по флорам, что значительно упрощает конструкцию самой проводки.

Вопросы непотопляемости особенно тяжелы для лодочных гидросамолетов очень небольшого тоннажа. Необходимые размеры пилотской кабины, размещающейся всегда в носовой части, настолько велики по отношению ко всему гидросамолету, что в носовой части (самой опасной в смысле развития днища при разбеге) трудно поставить хотя бы одну переборку. При постановке одной переборки отделенного отсека бывает достаточно. В этом случае можно сделать пол пилотской кабины водонепроницаемым. Под полом образуется наглухо закрытое пространство и в случае пробойны в нем начинает водоизмещать сама пилотская кабина.

Кроме этого, есть и другие способы обеспечения непотопляемости.

Бензиновые баки должны быть снабжены приспособлениями для быстрого слива горючего при аварии. Такие приспособления имеют вид клапанов и называются „Vite-vide„ („быстро-пустой“). В случае пробития днища, когда грозит опасность затонуть, можно, опорожнив баки и быстро закрыв их снова, увеличить общую пловучесть гидросамолета за счет объема баков, особенно если баки расположены в крыле. Этот способ может оказаться решающим для самолета небольшого тоннажа. Rohrbach, тщательно разрабатывая все вопросы мореходности гидросамолетов, вопросу непотопляемости придает весьма существенное значение. Помимо возможности использования баков в качестве водоизмещающего объема, в конструкцию крыла он вводит глухие водонепроницаемые отсеки на концах крыльев, которые, как известно из литературы, сослужили очень важную службу во время испытаний „Roma“, когда однажды от сильного удара волны был потерян подкрыльный поплавок. Самолет продолжал сохранять поперечную остойчивость, опираясь на воду одним крылом.

6. Изготовление модели для протаски в бассейне

Точное выполнение всех принятых в практике соотношений лодочных размеров еще не обеспечивает хорошего качества лодки. Это условие необходимое, но недостаточное. Нужно, чтобы все обводы лодки были так удачно подобраны, чтобы не тратилось лишней энергии на сложное волнообразование и на слишком сильное брызгообразование. Правильные, удачные обводы в настоящее время не укладываются еще в стройные математические формулы. Поэтому, определив основные размеры лодки и задавшись наилучшими обводами, основанными на данных прежнего опыта или на изучении хороших образцов, необходимо проверить обводы протаской модели в опытном бассейне. Такая протаска не дает точной картины, полностью соответствующей натуре, так как в данном случае достигают только геометри-

ческого подобия натуры. Точно воспроизведя все размеры, положение ц. т., осадку и т. п., нельзя получить подобия динамического, и масса модели находится в соотношениях с натурой, не соответствующих истинному положению вещей. Поэтому, если мы наблюдаем раскачивание модели во время бега в бассейне, то мы можем сказать, что такие раскачивания будут иметь место и в натуре, но период их колебаний и амплитуда могут оказаться совсем другими.

Кроме того, протаска дает нам возможность численно оценить только сопротивление воды и качество лодки. Но для того, чтобы совершенно точно охватить все явления в целом, необходимо создать динамически подобную модель, т. е. чтобы все геометрические размеры были в известных соотношениях и чтобы массы модели и натуры были пропорциональны. В этом случае можно рассчитывать на успех. Но опытные бассейны только теперь начинают подходить к этому и организуют работы с динамически подобными моделями. Результаты испытаний и сравнений с натурой еще нет.

Работы эти должны потребовать изменения методики современного испытания. Стоимость динамических испытаний несравненно выше, чем испытаний геометрически подобной модели. Методика испытаний в канале и устройство тележки неоднократно описаны (Косоуров, "Теория гидроавиации", юбилейный номер журнала "ТВФ" с описанием канала ЦАГИ и др.). Конструкторское бюро, производящее испытание своего гидросамолета, обязано доставить для испытаний только модель лодки самолета. Модель изготавливается в сравнительно небольшом масштабе, который выбирается не по произволу конструктора, а должен быть определен, исходя из данных самолета и основных характеристик опытного бассейна.

Основными характеристиками опытного бассейна являются: 1) скорость тележки $v_{\max}$, 2) длина канала. Чем больше скорость тележки, тем длиннее должен быть канал, так как при движении тележки весь путь делится на три участка: 1) путь разгона (ускорения), 2) путь установившейся скорости и 3) путь торможения. Чем больше скорость, тем большая длина канала отходит под первую и третью части движения, так что на самое исследование остается лишь небольшой участок — около 40% длины канала. Поэтому новый американский канал в Langley-Field имеет длину $L \approx 600$ м и скорость тележки, достигающую до $v_{\max} = 30,0$ м/сек. Максимальная скорость тележки определяет размеры модели для испытания. Чем больше скорость тележки, а значит, и модели, тем крупнее модель, тем точнее может быть изготовлена она и, следовательно, испытание дает более точные результаты.

Максимальная скорость тележки опытного бассейна ЦАГИ:

$$v_{\max} = 15 \text{ м/сек.}$$

Длина этого бассейна от переднего до заднего дока:

$$L \approx 200,0 \text{ м.}$$

Определение масштаба производится на основании закона Фруда:

$$\frac{v^2}{l} = \text{const},$$

где v — скорость движения судна,

l — линейный размер судна.

На основании этого закона можно написать:

$$\frac{V_{\text{нат}}^2}{L_{\text{нат}}} = \frac{v_{\text{мод}}^2}{l_{\text{мод}}} = \text{const}$$

или

$$\frac{V^2}{v^2} = \frac{L}{l} = \lambda,$$

т. е. отношение квадратов скоростей натуре и модели пропорционально отношению их линейных размеров (масштабу модели λ).

Пусть, взлетная скорость какого-либо самолета будет:

$$V_{\text{взл}} = 35 \text{ м/сек.}$$

Максимальная скорость тележки:

$$v_{\text{max}} = 15 \text{ м/сек.}$$

Допустим, что это будет и взлетная скорость для масштаба модели. Тогда масштаб модели будет:

$$\frac{V_{\text{взл}}^2}{v_{\text{max}}^2} = \frac{35^2}{15^2} = \frac{1225}{225} \approx 5,45.$$

Но для удобства проектирования модели масштабное отношение округляют. В данном случае можно принять масштаб равным 5. При таком масштабе целесообразно было бы увеличить взлетную скорость модели или, что то же, максимальную скорость тележки, — но это не обязательно. Можно просто не доводить до взлетных скоростей скорость модели, тем более что скорость тележки редко доводят до максимального значения. Кривую испытаний обычно доводят только до 12—13 м/сек, что недалеко от взлетной скорости, тем более что самый интересный участок испытаний будет пройден и гидродинамическое качество модели вполне определится. Если длина лодки в натуре $L = 10 \text{ м}$, то длина модели

$$l = \frac{L}{n} = \frac{10}{5} = 2,0 \text{ м.}$$

Как видно, размер модели очень велик и возможно весьма тщательное ее изготовление.

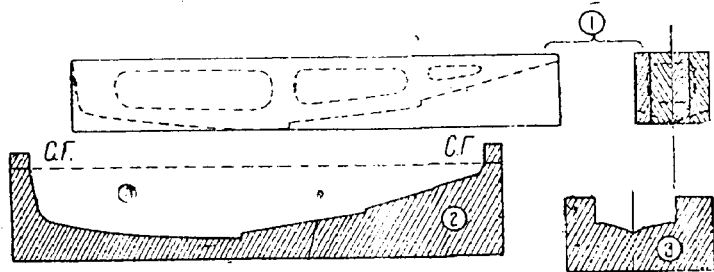
Для крупных гидросамолетов такой масштаб был бы необычайно большим вследствие того, что лодка обыкновенно испытывается совместно с поплавками и при равноте доковых поплавков до 12—15 м в натуре это дало бы в масштабе модели разнос 2,4—3,0 м, т. е. все устройство было бы необычайно громоздким. Поэтому для моделей больших гидросамолетов принимают другие масштабы:

$$n = 8-9-10.$$

Обычно модели лодок и поплавков гидросамолетов для протаски изготавливаются из дерева, так как они долговечны и хорошо сохраняют форму при тщательном изготовлении.

Болванка лодки склеивается из нескольких брусков, причем заранее изготавливаются две половины заготовки. После того как в обеих половинах выбирают полости для облегчения, их склеивают. Таким образом внутри будущей модели уже имеются пустоты. Чтобы всю модель не повело при склеивании, эту полость не делают во всю длину модели, а обязательно оставляют 1—2 переборки. Так как окончательный теоретический чертеж лодки обыкновенно делается в $\frac{1}{6}$ — $\frac{1}{10}$ натуральной величины при сохранении масштабного отношения $n=5$, этот же чертеж может служить и в качестве чертежа модели. Если такого совпадения масштабов нет, приходится делать специальный чертеж в принятом масштабе и чертежи по поперечным сечениям (так называемым „корпусом“; на отдельных досочках из фанеры вычерчивается отдельно каждое сечение лодки по шпангоутам).

Кроме того, делается один общий продольный шаблон по килевой линии лодки (фиг. 144): 1 изображает склеенную и уже обрезанную



Фиг. 144. Шаблоны для модели лодки.

по длине заготовки болванку, внутри видны полости для облегчения; 2—продольный шаблон по килевой линии лодки; 3—один из поперечных шаблонов. Число таких шаблонов равно числу шпангоутов лодки плюс два шпангоута переходных для реданов. Материал, из которого делается лодка, обыкновенно липа. Можно применять твердые сорта дерева—орех, красное дерево, но это слишком дорого.

После того как модель закончена отделкой, ее необходимо окрасить так, чтобы вода не могла пропитать древесину, так как иначе модель покоробит и все данные испытаний окажутся негодными. Кроме того, модель должна быть идеально гладкой, потому что неровная и негладкая поверхность увеличит сопротивление трения. Поэтому модель сначала шпаклюют, затем окрашивают несколько раз лучшими сортами масляной краски, давая каждый раз хорошо просохнуть. Красят обыкновенно в нетемный серый цвет, так как во время бега модель сильно освещают прожекторами и фотографируют. Серый цвет дает прекрасную репродукцию, которая легко различается на волнообразовании. Такие деревянные модели хороши для окончательных контрольных протасок.

Если же протаски протекают негладко и приходится делать несколько вариантов лодки или заменять обводы по ходу испытаний, то деревянные лодки очень неудобны, так как каждое изменение требует строжки днища, последующей шпаклевки и окраски, что сильно затягивает испытания. Такой процесс крайне невыгоден, если приходится делать

15—20 и более вариантов. В этом случае лучше дать парафиновую модель.

Конструкция парафиновой модели следующая. Делается деревянный ящик, длина которого немного короче длины модели. Ящик должен быть достаточно прочным, так как к нему будет крепиться вся аппаратура, соединяющая модель с тележкой. Затем этот ящик снаружи заливается парафином (особая смесь парафина, воска и др.) с трех сторон таким образом, чтобы одна из них была строительной горизонтальной плоскостью.

После этого по шаблонам производится застрожка модели. Модель обрабатывается осколками стекол и становится необычайно гладкой.

Изменения в модели, требующие удаления части парафина, делаются очень просто и легко могут быть произведены непосредственно на тележке. Если же изменения требуют увеличения сечений, то на имеющуюся поверхность наливается горячий парафин, после чего поверхность снова обрабатывается.

При таком способе получается колоссальная экономия времени. Если для изменения обводов (даже весьма небольших) деревянной лодки требуется дней 12—15, то на такие же изменения парафиновой модели уходит всего 1—2 дня.¹

Единственным недостатком парафиновой модели является ее хрупкость. Поэтому, если хотят сохранить модель лодки или поплавков в качестве документа, необходимо хранить модель в специальных ящиках-футлярах, или же по окончательному образцу изготовлять деревянную модель и по ней производить контрольную протаску. Таким же порядком изготавливаются модели подкрыльных поплавков и производится испытание полной комбинации лодки с подкрыльными поплавками.

в. Протаска модели в опытном бассейне

Гидродинамические качества будущего гидросамолета изучаются на поведении модели данного гидросамолета при ее движении в канале. Так как модель изготовляют сравнительно небольшую, то все величины, замеренные при протаске, будут значительно меньшими, чем у реального самолета. Для того чтобы можно было пользоваться полученными коэффициентами при расчете реального самолета, между последним и его моделью должны быть строго выдержаны соотношения, вытекающие из закона подобия Фруда: *модель лодки должна быть строго геометрически подобна форме лодки будущего самолета, а отношения скоростей натурального самолета и его модели должны равняться корню квадратному из отношения их линейных размеров, т. е.*

$$\frac{v_{\text{сам}}}{v_{\text{мод}}} = \sqrt{\frac{L_{\text{сам}}}{l_{\text{мод}}}} = \sqrt{\lambda},$$

где λ — масштаб модели.

Выше, основываясь именно на этом законе подобия, был дан способ определения необходимых размеров модели, исходя из скоростей реаль-

¹ Конечно, каждое изменение необходимо фиксировать путем сохранения шаблонов и занесения изменений на теоретический чертеж лодки. Без фиксации промежуточных вариантов смысл вариантных испытаний пропадает.

ного самолета и скорости тележки канала, в котором должны вестись испытания модели.

При протаске модели рассматривается целый ряд явлений и величин, сопутствующих протаске и характеризующих качество модели. Для возможности переноса всего комплекса явлений на натуру необходимо установить взаимоотношение каждого явления для модели и для натуры.

Ниже даем характерные соотношения:

1. $\frac{V_{\text{нат}}}{V_{\text{мод}}} = \sqrt{\lambda}$ — скорость.
2. $\frac{D_{\text{нат}}}{d_{\text{мод}}} = \lambda^3$ — водоизмещения.
3. $\frac{R_{\text{нат}}}{r_{\text{мод}}} = \lambda^3$ — силы (сопротивления и т. п.).
4. $\frac{M_{\text{нат}}}{m_{\text{мод}}} = \lambda^3$ — масса.
5. $\frac{N_{\text{нат}}}{n_{\text{мод}}} = \sqrt{\lambda}$ — мощность.
6. $\frac{M_{\text{нат}}}{m_{\text{мод}}} = \lambda^4$ — моменты.
7. $\frac{S_{\text{нат}}}{s_{\text{мод}}} = \lambda^2$ — площади.
8. $\frac{L_{\text{нат}}}{l_{\text{мод}}} = \lambda$ — линейные размеры.

Как видно из пункта 8, в основу всех соотношений положено отношение линейных величин, или, иными словами, масштаб модели. Поэтому, для того чтобы были проще все эти соотношения, лучше масштаб выражать целым, а не дробным числом, например, 5, 6, 10 и т. п.

Волнообразование, разбрызгивание воды и т. п. у модели можно сравнивать с полноразмерным самолетом, т. е., иными словами, чистота бега и волнообразование при протаске модели дают относительное представление о поведении натурального гидросамолета.

Остановимся кратко на протаске модели с точки зрения конструктора самолета.

После изготовления модели по чертежам конструкторского бюро приступают к препарированию ее. Лодку прикрепляют к некоторым съемным частям механизма тележки таким образом, чтобы место крепления точно соответствовало положению центра тяжести гидросамолета. Кроме того, это крепление производится так, что лодка или поплавки, опущенные с тележки в воду, имеют осадку и начальный диферент, точно соответствующие натуральному самолету. Крепление лодки выверяется так, чтобы оба подкрыльных поплавка были симметрично расположены относительно зеркала воды и диаметрали самолета. Крепление модели предусматривает возможность вращения ее относительно горизонтальной оси, проходящей через ц. т., перпендикулярно продольной оси самолета.

Начальный диферент, а также любой из желаемых, может быть получен путем загрузки носа и кормы модели грузами, действие которых передается на модель помощью тросиков, перекинутых через укре-

пленные на тележке блоки. В различных статьях и книгах по вопросам протаски моделей, вышедших до 1932 г., можно найти указание, что модель крепится к тележке в точке, соответствующей точке приложения тяги винта. Правильность этого положения, казалось бы, должна быть бесспорной. Но оказывается, что при таком способе протаски мы получаем не совсем верные результаты. Дело в том, что тяга винта дает относительно ц. т. некоторый пикирующий момент. Момент сил трения воды о корпус лодки относительно ц. т. действует в ту же сторону. Но, как оказывается, момент сил трения для масштаба модели получается значительно большим, чем для натуры.

Поэтому при креплении модели в точке приложения тяги допускают ошибку. Точно учесть разницу моментов не представляется возможным, но во всяком случае выяснено, что если протаску модели производить за „центр тяжести“, а не за „точку“ приложения тяги, то получаются результаты, очень близкие к истине. Поэтому протаска производится за „центр тяжести“ самолета.

Во избежание заливания водой оперение гидросамолетов стараются поднять как можно выше. Диск вращающегося винта во избежание заливания его водой также не должен подходить к воде ближе, чем на 600 мм.¹ Во время протаски необходимо точно выяснить расположение кормовой волны относительно оперения, носовых брызг и волн относительно диска винта. Последнее, конечно, — в случае поплавкового гидросамолета. Для этого из проволоки делают контур оперения и круг, изображающий вращающийся винт, и наблюдают во время протаски, заливаются ли они водой.

Во время разбега гидросамолета скорость движения все время возрастает, а следовательно, возрастает соответственно и подъемная сила крыльев. Подъемная сила крыльев зависит, кроме того, еще и от угла атаки. Поэтому с изменением скорости движения вес самолета, уравновешиваемый архимедовой силой, становится как бы меньше за счет того, что часть веса берут на себя крылья. Крылья разгружают лодку. Эту разгрузку необходимо учесть при протаске. Как известно, подъемная сила крыла выражается следующим образом:

$$R_y = C_y \rho \cdot S \cdot V^2.$$

В эту формулу входит коэффициент подъемной силы C_y , который зависит от угла атаки крыла. Во время разбега лодка все время меняет свой наклон, а вместе с ним меняет и угол атаки. Но величина изменения угла наклона лодки зависит от ее индивидуальных качеств и не может быть предусмотрена заранее. Если бы мы имели закон изменения углов, то, зная угол заклинивания крыла на лодке, мы могли бы совершенно точно построить кривую разгрузки от крыла. Но так как мы закон изменения наклона лодки получаем лишь в результате протаски, то необходимо задаться некоторыми исходными положениями для подсчета кривой разгрузки.

Заклинение крыла на лодке зависит от очень многих факторов, главным образом от назначения самолета. В скоростных или военных маши-

¹ В поплавковых гидросамолетах.

нах, где скорость — одно из самых важных условий, угол заклинения крыла делают сравнительно малым, чтобы при полете с максимальной скоростью лодка не летела с сильно поднятым хвостом. Если же скорость не является особо важным фактором, то угол заклинения крыла можно несколько увеличить. Это улучшает отрыв гидросамолета за счет увеличения разгрузки крыльями во время разб.га.

Обычно принято на основании результатов многочисленных протасок и испытаний гидросамолета в натуру добиваться такой комбинации, чтобы сумма углов (угол заклинения крыла + угол продольной килеватости, т. е. угол между линией, соединяющей реданы, и касательной к киллю, впереди переднего редана + $(2-3^\circ)$), учитывающих погружение заднего редана, была на $2-3^\circ$ меньше угла атаки, соответствующего $C_{y\max}$ для данного профиля крыла.

Обычно угол заклинения крыла $i \approx 3,0^\circ$, угол продольной килеватости $\alpha \approx 6-7^\circ$.

Таким образом сумма углов в среднем имеет значения:

$$\Sigma \alpha = i + \alpha + 3^\circ = 3^\circ + 6^\circ + 3^\circ = 12^\circ.$$

Этот наклон крыла и будет приблизительно характеризовать положение гидросамолета на старте перед взлетом.

Средние значения C_y для многих профилей при угле атаки $i \approx 12^\circ$:

$$C_{y12^\circ} = 0,5-0,55.$$

Это значение C_y и принимают для вычисления ординат разгрузочной кривой коробки крыльев. Если профиль выбран и имеются его характеристики, лучше взять значения C_{y12° непосредственно из продувки данного профиля. Таким образом могут быть получены значения R_y для любого значения скорости, начиная от $V=0$ до $V_{взл}$ для полномерного самолета. Чтобы перевести эти значения для масштаба модели, пользуются приведенными выше соотношениями:

$$v_{\text{мод}} = \frac{V_{\text{пат}}}{\sqrt{\lambda}};$$

$$r_{y\text{мод}} = \frac{R_{y\text{пат}}}{\lambda^3}.$$

Теперь остается получить кривую „нагрузки на воду“. Нагрузка на воду — это значение архимедовой силы (т. е. водоизмещения), соответствующее данной скорости. Для $V=0$ это очевидно будет нормальное водоизмещение гидросамолета; для $V=V_{взл}$ „нагрузка на воду“ будет равна нулю, так как весь вес поддерживается крыльями и лодка ничего не водоизмещает.

Для любой скорости между $V=0$ и $V=V_{взл}$ значение нагрузки на воду (которая обозначается индексом A) будет измеряться разностью

между нормальным водоизмещением в кг и подъемной силой крыльев R_y , соответствующей данной скорости, т. е.

$$G_a = G_u - R_y$$

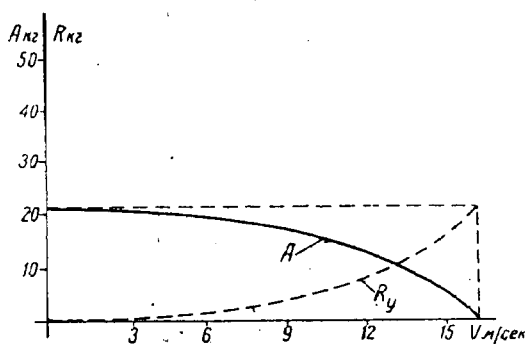
или для масштаба модели:

$$A = \frac{G_u}{\lambda^3} - \frac{R_y}{\lambda^3} = A_0 - R_{y \text{ мод}},$$

где A_0 — нагрузка на воду или водоизмещение модели в спокойном плавании.

Например, для самолета весом в 4000 кг, модель которого исполнена в $\frac{1}{6}$ натуральной величины, нагрузка на воду будет (для спокойного плавания):

$$A_0 = \frac{4000}{5^3} = \frac{4000}{125} = 32,0 \text{ кг}.$$



Фиг. 145. Кривые разгрузки от крыльев и нагрузки на воду.

Примерный вид кривых разгрузки от крыльев и нагрузки на воду показан на фиг. 145.

После этого приступают к протаске, которая должна решить следующие задачи:

1. Определение сопротивления воды движению лодки.
2. Определение углов хода (бега) лодки.
3. Влияние дифферентующего момента на сопротивление и угол хода (бега).
4. Устойчивость хода (бега) на всех скоростях.
5. Картину волнообразования при беге.

Самый процесс протаски происходит следующим образом: установив модель, приводят в движение тележку с моделью и обслуживающим персоналом, увеличивая скорость на 1—2 м/сек, начиная с $v = 2,0$ м/сек до $v = 12—13$ м/сек.

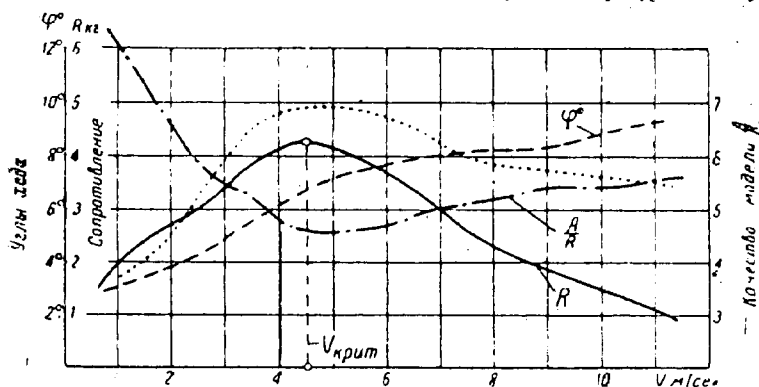
В наиболее интересных местах кривой скорости разнятся всего на 0,5 м. Каждая поездка производится с постоянной скоростью и для одного какого-либо значения скорости. Для получения надежных данных каждая точка повторяется 2—3 раза.

Во время движения тележки автоматически записывается сопротивление воды движению модели. Кроме того, определяется угол хода модели отсчетом показания стрелки на специальном транспортире. Отсчет производится от горизонтали или вертикали.

Затем определяется изменение осадки от действия гидродинамических сил, так называемое всплытие модели.

Перед началом каждой пробежки с какой-либо скоростью по кривой A нагрузок на воду (фиг. 145) определяют значение A , соответствующее данной скорости, и путем приложения грузов, действие которых передается на модель через тросики и блоки, разгружают лодку.

Так, испытывая точку за точкой, получают таблицу величин, по которым строят кривые, характеризующие данную лодку (фиг. 146).



Фиг. 146. Кривая отношения нагрузки на воду и сопротивления.

Кривая сопротивления воды R сначала интенсивно возрастает, достигая некоторого определенного максимума, а затем начинает убывать. Скорость, при которой величина R достигает максимального значения, называется критической скоростью, а сопротивление $R_{\max}$ — критическим сопротивлением. На скоростях, меньших $v_{\text{крит}}$, лодка работает как водоизмещающее судно.

Скорость $v_{\text{крит}}$ соответствует выходу на редан. На скоростях, больших $v_{\text{крит}}$, лодка гидропланирует. $v_{\text{крит}}$ составляет от 30 до 40% скорости взлета в зависимости от конфигурации днища, числа Магальди и т. п. Вторая кривая есть кривая отношения нагрузки на воду к сопротивлению. Это — так называемая кривая „качества лодки“. Эта кривая сначала падает, причем, естественно, достигает минимума примерно при той же скорости, где R достигает максимума, а затем начинает несколько повышаться.

Минимальное значение кривой $\frac{A}{R}$ и характеризует качество лодки.

Для современных лодок достигнуты значения $\left(\frac{A}{R}\right)_{\min}$ порядка 4,8—6,0.

Минимально приемлемым следует считать качество 4,2—4,3. Лодки,

имеющие качество ниже этих значений, нужно признать негодными и подлежащими радикальным изменениям.

На величину минимума $\frac{A}{R}$ влияет значение угла хода модели. Если к моменту выхода на редан угол хода получает очень большое значение, что часто имеет место в однореданных лодках, то сопротивление начинает резко увеличиваться, а качество падать. В этом смысле двухреданные лодки совершеннее однореданных. Приемлемые значения угла хода $\varphi = 7-9,0-10^\circ$. При больших значениях углов необходимо оперативное вмешательство. Сильно помогает в этом случае опускание заднего редана, так чтобы угол продольной килеватости α принял значение $\alpha = 6-7^\circ$.

Кривая углов хода не всегда имеет форму, изображенную на фиг. 146. Иногда эта кривая, подобно кривой R , сначала возрастает, достигая некоторого максимума, и затем начинает падать. Такой ход кривой менее приятен, чем в первом случае. Дело в том, что если кривая углов хода плавно и медленно возрастает до момента отрыва, мы имеем идеальный случай, когда угол установки крыльев может быть выбран небольшим, примерно $2-3^\circ$, а самолет, предоставленный самому себе, наберет скорость и, естественно, оторвется от воды без применения рулей. В таком случае, как говорят, «ему не надо мешать», потому что самолет отрывается сам — без удлинения пути пробега перед взлетом и без увеличения времени.

Такие случаи, однако, весьма редки. Кривые изменения углов хода чаще имеют вид, изображенный на фиг. 146 точечным пунктиром. К моменту отрыва машина начинает уменьшать угол хода. Чтобы отрыв сделать нормальным, необходимо или установить крылья под большим углом,¹ или же пилоту, после того, как набрана достаточная скорость, нужно будет помочь рулями «подорвать» машину. Так обычно в большинстве случаев и делается.

Для определения влияния продольных моментов на бег модели, для нахождения лучшего режима работы лодки снимается так называемая «поперечная кривая». Это — исследование режима, следующего за выходом на редан, на скоростях бега, близких к взлетной скорости. Снятие поперечной кривой ведется при постоянной скорости. Таким образом может быть снято несколько кривых для нескольких скоростей.

Выбрав скоростной режим, задаются углами дифферента (хода) и определяют для каждого значения угла φ : 1) моменты, которые нужно приложить к модели, для того чтобы сохранить данный дифферент, 2) сопротивление воды при данном дифференте (угле хода) и 3) всплывшие модели I . Разгрузка от крыльев ввиду того, что скорость во время данной протаски не изменяется, принимается постоянной. Значения разгрузки берутся из кривой разгрузки соответственно данной скорости (фиг. 147).

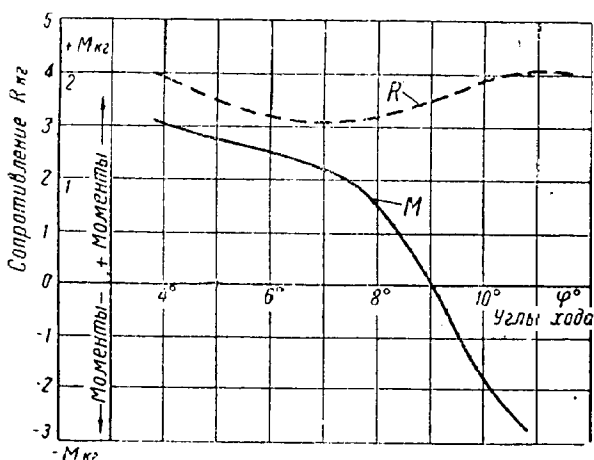
Зная момент, который нужно приложить к лодке действием рулей для наимыгоднейшего режима, и зная плечо оперения относительно ц. т., можно выяснить силу, которую необходимо развить на рулях. Зная

¹ Это весьма невыгодно из-за трудности достижения максимальной скорости.

скорость движения самолета, так как ею задались при протаске, можно совершенно точно проанализировать метод такого маневрирования рулями и поведение гидросамолета на взлете.

Кроме этих протасок, делается еще несколько протасок модели с недогрузкой и несколькими значениями перегрузки для определения максимального веса, при котором еще возможен взлет. Опыт показывает, что увеличение нагрузки на воду влечет за собой увеличение сопротивления R и, естественно, уменьшение нагрузки — снижение сопротивления.

Как уже отмечалось выше, нормальной перегрузкой для гидросамолета нужно считать 15% . Но испытание модели производят для большей



Фиг. 147. Поперечная кривая.

перегрузки — $20\text{--}25\%$. Если перегрузка не превосходит 10% , то кривые R соответственно поднимаются, а так как при этом возрастает и нагрузка на воду из-за перегрузки, то качество модели изменяется незначительно, и критическая скорость почти не сдвигается. Если же перегрузка или недогрузка больше 10% , то может быть значительное изменение качества и критической скорости.

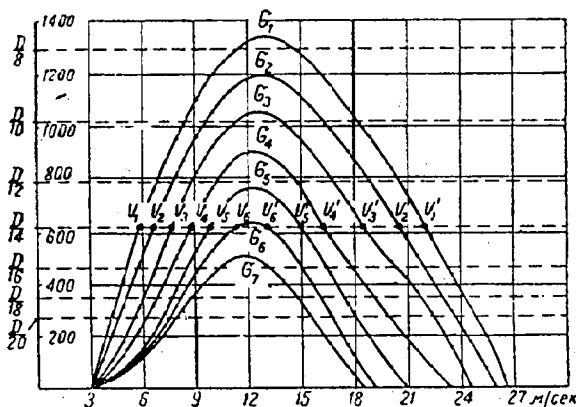
Для выявления устойчивости хода модели испытания сводятся лишь к наблюдениям за поведением лодки и критическому к ним подходу. Здесь полной аналогии между явлениями для модели и для натуре нет, потому что существует значительная разница в моментах инерции модели и самолета. Но неоднократные наблюдения и испытания показали, что относительный характер явления все же сохраняется, т. е. если модель обнаруживает явно неустойчивый бег, склонность к раскачиваниям и выпрыгиванию из воды, то всего этого мы должны ожидать в натуре.

Для воспроизведения точной картины необходимо производить протаску с динамически подобной моделью. Но вопросы, связанные с этим, необычайно сложны, еще мало изучены, и производство такой протаски очень дорого.

г. Диаграмма Маделунга

Диаграмма Маделунга состоит из ряда кривых равных водяных сопротивлений какой-либо лодки или поплавков, полученных из протаски модели этой лодки или поплавков при разных нагрузках и построенных в координатах веса самолета и скорости. Рассмотрим кратко, как строится диаграмма Маделунга.¹

Пусть полное водоизмещение лодки или пары поплавков будет D кг и протаски лодки производится (для краткости в дальнейшем не будет упоминаться о поплавках, хотя все сказанное справедливо и для них) для разных значений веса самолета G_1, G_2, G_3 и т. д., причем величины



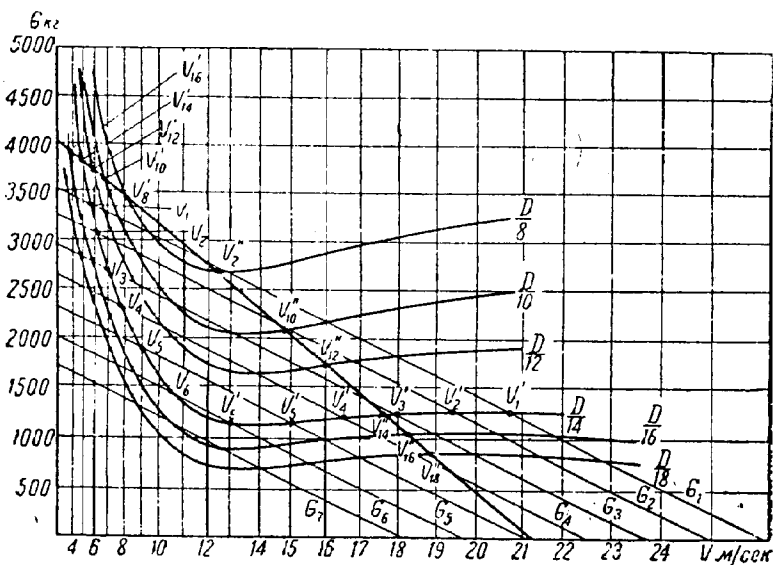
Фиг. 148. Диаграмма Маделунга.

сопротивления будут выражаться в долях полного водоизмещения лодки, например $\frac{D}{8}, \frac{D}{10}, \frac{D}{12}$ и т. д., хотя бы до $\frac{D}{20}$.

Построив нормально кривые сопротивлений в координатах веса и скорости, получают диаграмму (фиг. 148). Отметив на оси ординат точки, соответствующие указанным долям водоизмещения, проводят прямые равных сопротивлений, параллельные оси абсцисс. Эти прямые пересекут все кривые сопротивлений в двух точках каждую. Каждая из точек, следовательно, отметит какую-то скорость, при которой было достигнуто это сопротивление при данной загрузке лодки. Все эти значения скоростей записывают в специальную табл. 36, по которой в дальнейшем строится диаграмма Маделунга. В этой таблице по вертикали выписывают сопротивления в долях полного водоизмещения в кг, а по горизонтали в графах, соответствующих нагрузкам лодки, — отмеченные скорости в м/сек. Таким образом получают все необходимые данные для построения диаграммы Маделунга (фиг. 149).

¹ Указания об этом можно найти в статье Н. Hermann, Swimmer und Flugbootkörper, помещенной в „Jahrbuch der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt“, 1926.

По оси ординат откладывают веса самолета, а по оси абсцисс — скорость в квадратном масштабе, т. е. подписывая значение скорости, откладывают отрезок, пропорциональный квадрату ее.



Фиг. 149. Построение диаграммы Маделунга.

Таблица 36

Полные веса самолета с разной нагрузкой

Сопротив- ления $R, \text{кг}$	В е с а н к з													
	G_1		G_2		G_3		G_4		G_5		G_6		G_7	
$\frac{D}{8} =$														
$\frac{D}{10} =$														
$\frac{D}{12} =$														
$\frac{D}{14} =$	V_1	V_1'	V_2	V_2'	V_3	V_3'	V_4	V_4'	V_5	V_5'	V_6	V_6'	—	—
$\frac{D}{18} =$														
$\frac{D}{20} =$														

Нагрузка на воду во время протаски меняется с изменением скорости и выражается уравнением:

$$D = G_A = G - R_y.$$

Так как R_y меняется пропорционально квадрату скорости, то кривая нагрузки на воду будет параболой второй степени (см. фиг. 145). Кроме того, при $v=0$ $D=G$, а при $v=v_{взл}$ $D=0$. Таким образом, задаваясь различными значениями веса гидросамолета и на основании расчета определяя взлетные скорости его, каждый раз получают две точки:

$$\begin{cases} D = G, \\ v = v_{взл}. \end{cases}$$

Откладывая на оси ординат значения $D = G_1, G_2, G_3$ и т. д., взятые из протаски (фиг. 148), а на оси абсцисс — соответственные значения $v = v_{взл}$, и проводя прямые линии, соединяющие попарно эти точки, получают ряд прямых $G_1, G_2, G_3...$, изображающих параболы нагрузки на воду (в квадратичном масштабе парабола изобразится прямой линией). Затем на этих прямых для каждого значения сопротивления $\frac{D}{8}, \frac{D}{10}$ и т. д. откладывают соответственные значения скоростей. Соединяя полученные точки, получают ряд плавных кривых $\frac{D}{8}, \frac{D}{10}, \dots, \frac{D}{20}$ и т. д.

Группа этих кривых равных сопротивлений и составляет диаграмму Маделунга.

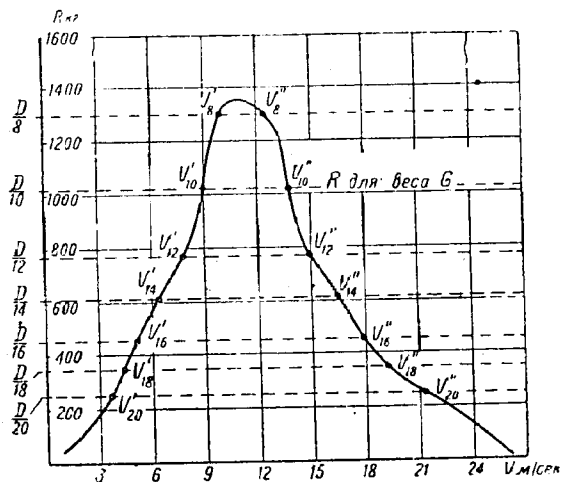
Откладывая на оси ординат значение веса проектируемого самолета (например, $G=4000$); а на оси абсцисс — истинные значения $v_{взл}$ (например, $v_{взл} = 21,2$ м/сек), соединяют прямой эти две точки. Тогда точки пересечения этой прямой с кривыми равных сопротивлений дадут гидродинамические сопротивления самолета данного веса при соответствующих скоростях. Получив ряд значений сопротивлений и соответственных скоростей (табл. 37), строят кривую сопротивлений (фиг. 150).

Таблица 37

Вес самолета G ; $V_{взл} = V$

Сопротивления R кг	Скорости	Скорости
$\frac{D}{16}$	V'_{16}	V''_{16}
$\frac{D}{14}$	V'_{14}	V''_{14}
$\frac{D}{12}$ и т. д.	V'_{12} и т. д.	V''_{12} и т. д.

Диаграмма Маделунга дает возможность производить целый ряд исследований для разных вариантов данного самолета. Положив, что вес проектируемого самолета с перегрузкой будет $G_1 > G$, отметив новое значение веса самолета на оси ординат (фиг. 149), проводят из этой точки прямую D_1' , параллельную D (это построение на чертеже не показано, чтобы не усложнить его). Тогда точки пересечения прямой с кривыми равных сопротивлений дадут значения водяных сопротивлений для соответствующих скоростей и нового заданного веса. Составив таблицу, аналогичную табл. 37, и сделав построение подобно фиг. 150,



Фиг. 150. Кривая водяных сопротивлений в нормальных координатах веса скорости.

получают кривую сопротивлений в нормальных координатах для нового веса G_1 той же лодки. Таким образом можно исследовать поведение самолета для разных вариантов нагрузки.

Применив все вышеуказанные приемы, можно построить такую же диаграмму Маделунга для разных углов хода лодки.

Для того чтобы можно было сравнивать между собой разные лодки и поплавки, Маделунг ввел следующие изменения в своих диаграммах: гидродинамическое сопротивление строят не в долях полного водоизмещения лодки, а относят его к 1 m водоизмещения и измеряют его в долях тонны. Тогда на диаграмме Маделунга все кривые будут выражаться не так, как было указано, т. е. $\frac{D}{8}$, $\frac{D}{10}$ и т. д., а просто

$$\frac{1}{8}, \frac{1}{10}, \frac{1}{12}, \dots$$

Но на такой диаграмме нельзя уже на оси ординат откладывать полный вес самолета, а вместо него откладывают вес, отнесенный также к 1 m водоизмещения, т. е. $\frac{G}{D}$. Дальнейшая работа с диаграммой не отличается от описанной выше, только для получения истинных значе-

ний сопротивлений сопротивлению, полученные из диаграммы, отнесенной к одной точке водоизмещения, нужно помножить на число тонн полного водоизмещения лодки.

д. Расчет взлета гидросамолета

Во время предварительного разбега на гидросамолет действуют силы: 1) тяги, 2) аэродинамического сопротивления, 3) гидродинамического сопротивления и 4) силы инерции, численно равные разности между силой тяги и суммой аэро- и гидродинамического сопротивлений.

Из протаски лодки или поплавков получаем закон изменения гидродинамического сопротивления и углов хода лодки в зависимости от скорости, т. е. кривые:

$$R = f(V),$$

$$\varphi = f(V).$$

Зная углы хода лодки и угол заклинивания крыла на самолете, легко построить кривую аэродинамических сопротивлений, тоже в зависимости от скорости, т. е. кривую

$$R_a = f(V),$$

где R_a — полное аэродинамическое сопротивление всего самолета, взятое из аэродинамического расчета:

$$R_a = C_a \cdot \rho \cdot S \cdot V^2.$$

Весь расчет аэродинамического сопротивления приводится в табл. 38.

Таблица 38

Определение полного аэродинамического сопротивления

V м/сек	V^2	φ°	$\alpha^\circ_{кр}$	C_a	R_a	R	$R + R_a$
0							
2							
4							
...							
...							
...							

Значение углов φ берем соответственно скорости из кривой протаски (фиг. 146).

Угол α составляется из угла хода лодки плюс угол заклинивания крыла на самолете, равного i° , т. е.

$$\alpha^\circ = \varphi^\circ + i^\circ.$$

C_a — коэффициенты лобового сопротивления всего гидросамолета, т. е. с учетом вредной площади, взятые из аэродинамического расчета.

R_a — определяется по вышеприведенной формуле.
 R — значения водяного сопротивления для соответствующих скоростей, взятые из протаски.

В последней графе вписывают суммарное — аэродинамическое и гидродинамическое сопротивления.

Далее определяют тягу винтов в зависимости от скорости, т. е.

$$T = f(V).$$

Тягу на различных скоростях определяют по формуле Негманн:

$$T = \frac{N_{\text{винт}} \cdot 75}{V} = N_e \eta \left(\frac{2V}{V_p} - \frac{V^2}{V_p^2} \right) (1 - C) \cdot \frac{75}{V}.$$

После упрощения формулы получаем:

$$T = 75 \cdot N_e \eta \left(\frac{2}{V_p} - \frac{V}{V_p^2} \right) (1 - C),$$

$$V_p = (1 - e) V_{\text{max}} \approx 0,96 V_{\text{max}}.$$

C — коэффициент обдувания (см. Юрьев „Винты“, стр. 136).

$$C = 1,28 \frac{\delta'}{\pi (R^2 - r^2)},$$

где δ' — эквивалентная площадь обдуваемых деталей из аэродинамического расчета,

R — радиус винта,

r — радиус неработающей части винта,

η — 0,75,

N_e — номинальная мощность мотора.

Подставляя различные значения V , получают соответственные значения тяги T .

Для проверки величины тяги на месте, т. е. при $V = 0$, можно воспользоваться формулой Веллера:

$$T = (33,25 \cdot N \cdot \eta \cdot D)^{2/3}.$$

Кривая изменения тяги очень близка к прямой линии. Поэтому построение кривой тяг можно упростить.

Так как для V_{max} полезная тяга равна потребной, то, определив потребную тягу для V_{max} , получают одну точку кривой тяг¹.

Определив тягу на месте по формуле Веллера или Бленка, получают другую точку.

¹ Зная V_{max} , имеем:

$$V_{\text{max}} = \sqrt{\frac{G}{C_y \cdot \rho \cdot S}}.$$

Отсюда определяют C_y соответственно V_{max} . Зная C_y по поляре самолета, находят соответствующее значение C_x . Тогда потребная тяга для V_{max} :

$$T = \frac{G}{\frac{C_y}{C_x}}.$$

Соединив эти точки прямой линией, получают диаграмму изменения тяги по скоростям, весьма мало отличающуюся от действительной, точность которой вполне достаточна.

Разбег гидросамолета происходит с ускорением. Ускорение создается за счет избытка силы тяги над суммарным аэродинамическим сопротивлением, т. е.

$$\Delta T = T - (R + R_a).$$

Самолет может оторваться от воды только в том случае, если кривая тяг проходит выше суммарной кривой сопротивлений, т. е. если

$$\Delta T > 0.$$

Если $\Delta T = 0$ или $\Delta T < 0$, самолет в первом случае выйдет на redan и будет бегать, как глиссер; во втором случае самолет даже на redan не выйдет.

Зная, как по скоростям меняется сила ΔT , создающая ускорение, легко построить кривую изменения ускорения, т. е.

$$U = f(v).$$

Величина ускорения определяется из выражения:

$$U = \Delta T \cdot \frac{g}{G},$$

где $g = 9,81 \text{ м/сек}^2$,

G — полетный вес самолета в кг.

Затем строят кривую:

$$\frac{1}{U} = f(v).$$

Время разбега

$$t = \int_0^{v_0} \frac{1}{U} \cdot dv$$

определяется площадью, ограниченной координатными осями, кривой $\frac{1}{U}$ и ординатой взлетной скорости. Взлетная скорость определяется для значений C_y соответственно $i = 12^\circ$ или $C_y \approx 0,5$, т. е.

$$V_{взл} \approx 4\sqrt{\bar{p}}.$$

Иначе, $V_{взл}$ — это та скорость, при которой значение нагрузки на воду $D = 0$ (фиг. 145).

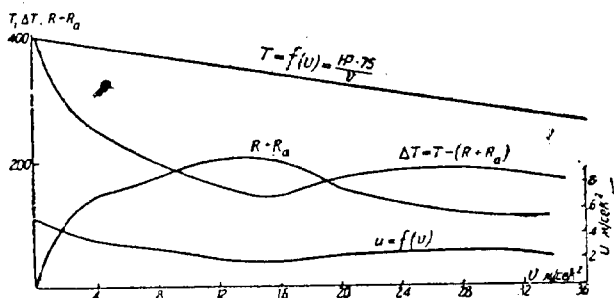
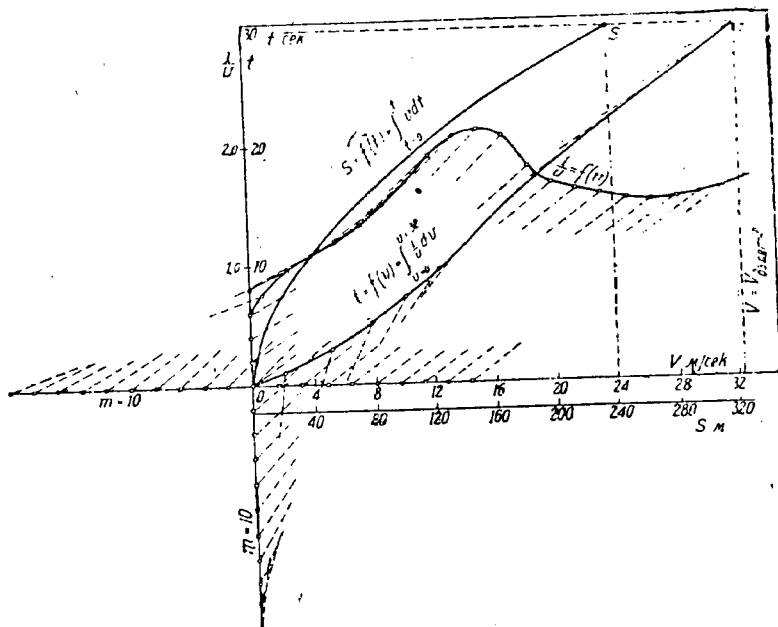
Все вычисления сводят в табл. 39.

Значения $(R + R_a)$ берут из табл. 38. По данным табл. 39 строят кривые T , $(R + R_a)$, и $\Delta T, U, \frac{1}{U}$ (фиг. 151 и 152).

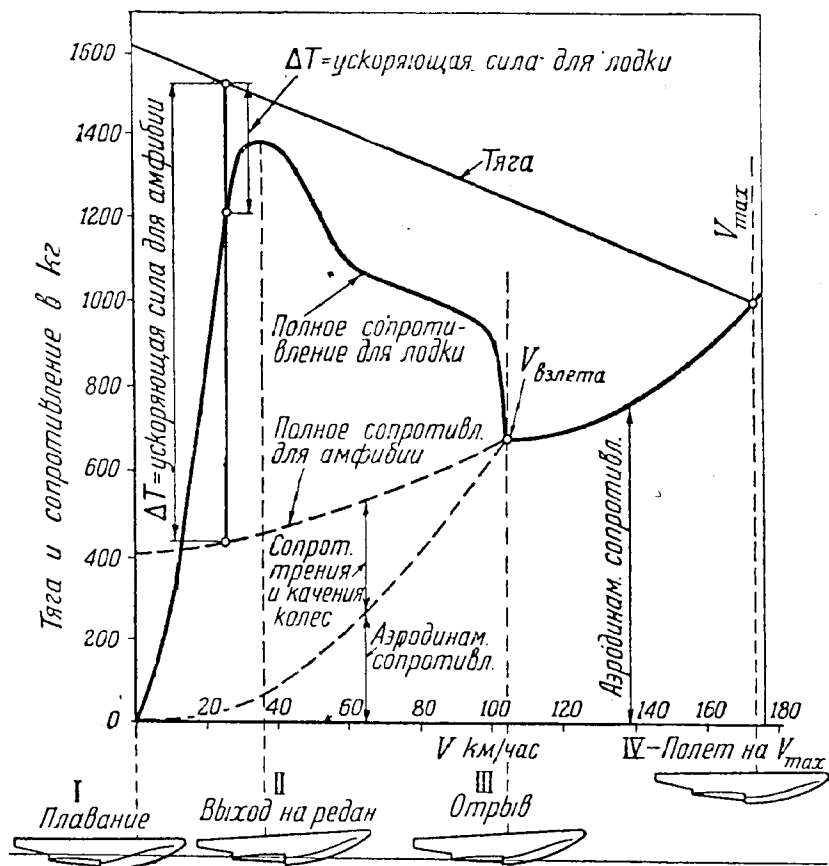
Время разбега определяется из формулы:

$$t = f(v) = \int_0^{v_0} \frac{1}{U} \cdot dv.$$

V м/сек	T кг	$R + R_0$	ΔT	U	$\frac{1}{U}$
0					
2					
4					
6					
8					
и т. д.					

Фиг. 151. Кривые T , $(R + R_0)$, ΔT и U .Фиг. 152. Кривая $\frac{1}{U}$.

ую, параллельную $m_1 - I$, и дальше, как было сделано при построении кривой $t = f(v)$, то в результате получится интегральная кривая пути $S = f(t)$. Вертикаль, проведенная из точки $V = V_{\text{взл}}$, определит конец интегрирования, а значит и время разбега $t_{\text{сек}}$. В свою очередь ордината t определит конец интегрирования кривой $t = f(v)$, а значит, и путь разбега S_m (фиг. 152).



Фиг. 154. Сравнение полных сопротивлений лодки и амфибии.

На фиг. 154 для иллюстрации всего вышесказанного приведен интегральный график, заимствованный из испытаний американской лодки Hall. Здесь в обычных координатах скорости и сопротивления построены: 1) кривая аэродинамических сопротивлений, 2) полная кривая суммарного сопротивления самолета в варианте амфибии (где учтено сопротивление трения качения колес) и 3) полное сопротивление гидросамолета (взлетающего с воды). Так как эти данные построены фактически для одного и того же самолета, то сравнение их показывает,

$p_1 = 275 \text{ кг/см}^2$
 $p_{1/2} = 275 \text{ кг/см}^2$
 $V = 9.81 \text{ м/сек}$
 $V_{cp}, V_{cp}'', V_{cp}''', V_{cp}''''$
 $u \text{ м. д.}$
 T
 $T - R_z$
 R_z
 $t = 15.1 \text{ сек}$
 $S = 152.4 \text{ м}$
 $V \text{ м/сек}$

е. Определение времени и пути способом Маделунга

Укажем самую сущность способа Маделунга. В нормальной координатной системе $V-R$, где по оси абсцисс отложены скорости бега гидросамолета V , а по оси ординат — силы R (водяное сопротивление, сопротивление воздуха, тяги и т. д.), строят кривые (фиг. 155): 1) кривую гидродинамического сопротивления R_0 ; 2) кривую тяги T за вычетом аэродинамического сопротивления самолета в целом R_x .

215

системе строится равнобедренный треугольник с основанием $g=9,81 \text{ м/сек}^2$ и высотой $\frac{G}{2}$. Здесь g взято в масштабе скоростей.

Из точки пересечения стороны OI основного треугольника с кривой ($T=R_2$) проводят прямую, параллельную другой стороне основного треугольника, до пересечения с кривой R_0 . Это построение параллельных сторон продолжают до тех пор, пока не дойдут до скорости $V=V_{\text{вкл}}$.

Получив ряд треугольников, вписанных в площадь ускоряющей силы ΔT , из подобия их (вследствие параллельности сторон) можно написать:

$$\frac{G}{g} = \frac{\Delta T}{U},$$

где U — ускорение гидросамолета.

Отсюда можно вывести, что каждый треугольник, стороны которого параллельны основному, обозначает время $t=2$ сек. Поэтому, удваивая число получившихся треугольников, получают время пробега $t_{\text{вкл}}$. Складывая средние скорости, отмечаемые вершинами треугольников, получают длину пути предварительного пробега S м.

Этот способ дает расхождение с истинными данными по времени от 1,5 до 2,0 сек., что при среднем времени пробега у большинства современных гидросамолетов $t=25-30$ см дает ошибку во времени от 6,5 до 8%. Такая точность вполне удовлетворительна и может быть принята.

КОНСТРУКЦИЯ ЛОДОК И ПОПЛАВКОВ

Переходя к конструкции лодок и поплавков, необходимо кратко перечислить те требования, которые должен поставить перед собой конструктор, приступая к проектированию.

1. Обеспечение прочности согласно существующим нормам.
2. Обеспечение пловучести и водонепроницаемости.
3. Обеспечение непотопляемости в случае аварии.
4. Удобство работы и комфорт в размещении экипажа и пассажиров.
5. Расположение экипажа и пассажиров в местах, безопасных в случае аварии винтомоторной группы.
6. Удобный выход из лодки на случай затопления или необходимости выбрасывания на парашюте.
7. Обеспечение свободного прохода по лодке для обслуживания баков, приборов и для наблюдения за состоянием лодки.
8. Изолирование бензиновых баков (если они расположены в лодке) от кабин пилота и пассажиров.
9. Обеспечение слива воды, попадающей в лодку, и вентиляции всех закрытых отсеков.

Прочность лодки проверяется расчетом согласно существующим нормам прочности, а также путем статических испытаний. Пловучесть обеспечивается достаточным запасом пловучести, водонепроницаемость — конструкцией швов и стыков обшивки, которые должны быть прочными и плотными.

Непотопляемость обеспечивается целым рядом мер, о которых мы говорили: сюда относятся водонепроницаемые переборки, двойное дно, высокие флоры, толстая и очень прочная обшивка и пр.

Удобный выход из лодки и проход по лодке через водонепроницаемые перегородки приводит к созданию специальных люков с крышками, герметически закрывающими отверстие. Выход из лодки делается не только в палубе, но и в бортах, что очень часто имеет место в американской практике. Остальные требования понятны по самой постановке вопроса.

Для ясности изложения следует установить общую номенклатуру наименований деталей лодки и рассмотреть общую схему конструкции.

На фиг. 156 изображено поперечное сечение лодки, снабженной всеми видами наборов конструкции. Детали набора имеют следующие наименования:

1) верхний скуловой стрингер; 2) нижний скуловой стрингер; 3) нижний килевой брус; 4) центральная килевая балка; 5) боковой кильсон; 6) донный вспомогательный стрингер; 7) флор шпангоута; 8) стойка шпангоута; 9) бортовые вспомогательные стрингеры; 10) палубные вспомогательные стрингеры; 11) бимс; 12) пиллерс; 13) донная обшивка; 14) бортовая обшивка; 15) палубная обшивка.

Полностью же вся эта поперечная рама, состоящая из флора, боковых стоек и бимса, называется шпангоутом.

Центральная килевая балка, боковые кильсоны, скуловые стрингеры, вспомогательные стрингеры тянутся неразрывно вдоль всей лодки. Поэтому все эти элементы носят название продольного набора.

Шпангоуты со всеми своими деталями составляют поперечный набор лодки.

Полное наличие всех вышеперечисленных элементов в конструкции лодки необязательно. Некоторые элементы могут отсутствовать. В таком случае за их счет приходится усиливать другие элементы.

Некоторые конструкторы ограничиваются весьма малочисленным, но сильным продольным набором, например, только скуловыми стрингерами и нижним килевым брусом. Другие элементы продольного набора отсутствуют. Но благодаря этому приходится значительно (примерно раза в $1\frac{1}{2}$ —2) увеличивать число шпангоутов и усиливать обшивку, особенно в донной части и в подводной части бортов. Так как в таких конструкциях лодок

значение поперечного набора увеличивается, то мы назовем их лодками с преобладанием поперечного набора.

К этой схеме конструкции нужно отнести целый ряд лодок, например: Rohrbach, Savoia, Saunders „Cutty Sark“ и др.

В СССР по такой схеме построена лодка-амфибия „Ш-2“ конструктора Шаврова.

Другим типом конструкции будут лодки с преобладанием продольного набора, которые характеризуются небольшим, сравнительно с первым типом, количеством шпангоутов, более тонкой обшивкой, но зато сильно развитым продольным набором всех или части указанных видов.

В этих лодках применяются центральные килевые балки, боковые кильсоны, промежуточные стрингеры и т. д.

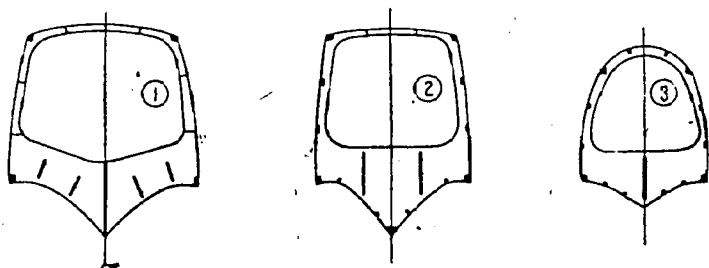
Эта конструкция лодок имеет несравненно большее распространение, чем первая. Лодки с преобладанием продольного набора строятся фирмами: Supermarine, Blackburn, Short, Sikorsky „S-42“, Hall („X2-PN“), CAMS и др.

По этой же схеме, главным образом, строятся и поплавки гидросамолетов; эта схема сложнее, но значительно совершеннее поперечной схемы. Продольная система конструкции развилась из конструкции

фюзеляжей монокок. Обе схемы используют для прочности работу самой обшивки. Но в первой схеме, несмотря на частую расстановку шпангоутов, свободные неопертые поверхности обшивки для устойчивости требуют значительной толщины, тогда как в продольной системе, где самой комбинацией набора обшивка разбивается на небольшие прямоугельники, допускается применение значительно меньших толщин.

Схемы лодок продольного набора изображены на фиг. 157.

Тип первый применяется для широких сильно килеватых лодок. Кроме главной килевой балки, по бокам ее располагаются несколько невысоких кильсонов и вспомогательных стрингеров. Тип второй может быть применен для очень килеватой, но сравнительно узкой лодки, когда применение центральной килевой балки невыгодно из-за ее большой высоты. На этих двух боковых кильсонах, которые замещают цен-



Фиг. 157. Схемы лодок продольного набора.

тральную балку, очень удобно монтировать управление, полы, баки и другие детали оборудования лодки. Тип третий может быть использован в лодках не очень широких и сравнительно малокилеватых.

1. ДЕРЕВЯННЫЕ ЛОДКИ

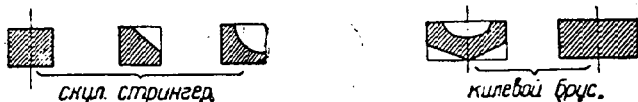
Применение дерева в качестве строительного материала имеет очень много положительных сторон. Технология производства значительно упрощается. Материал очень дешев, ремонт не требует наличия специальных устройств, как например в случае применения дюрала или стали. Все это говорит в пользу дерева. Поэтому многие фирмы гидросамолетов до сих пор не отказываются от этого материала и, если не полностью, то хотя бы наполовину используют его в своих конструкциях.

Как уже упоминалось выше, применение дерева имеет некоторый предел. Самый большой гидросамолет наших дней, построенный из дерева, Savoia „S-55“ имеет всего около 8000 кг (если не считать неудачной попытки применения дерева в гидросамолете Richard Penhoët весом около 20 000 кг). Вообще же деревянные конструкции выгодно применять до 5000—6000 кг, так как выше этих значений конструкция усложняется и увеличиваются сечения. Последнее влечет за собой увеличение веса самолета настолько, что полезная отдача становится явно невыгодной. Кроме того, применение больших сечений из дерева

Наименование материала	Удельный вес	Временное сопротивле- ние растя- жению	Временное сопротивле- ние изгибу	Временное сопротивле- ние сжатию	Временное сопротивле- ние сдвигу	Смятие	Модуль растя- жения	Упругость сдвига	Примечания
Сосна	0,5	700	600	400	50—120	¹⁾ 60— ²⁾ 400	100 000	2000—8000	Параллельно волокам
Ясень	0,7	700	700	450	70—170	¹⁾ 80— ²⁾ 450	100 000	—	Перпендику- лярно во- локнам
Липа	0,4—0,46	450	—	350	—	—	—	—	—
Лиственница .	0,52—0,55	700	500	450	—	—	—	—	—
Дуб	0,80	750—800	800	500	—	—	—	—	—
Фанера	0,8	700—350	—	—	120	400	—	700—350	волокнам — ⊥ волокнам

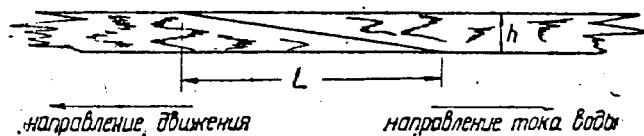
приводит к необходимости склеивать их из нескольких брусков, что не совсем надежно в условиях влажного морского воздуха.

Для деревянных конструкций применяется много различных пород дерева. Главнейшие из них: ясень, сосна, липа, красное дерево, кедр, тополь, орех, спрус, бальза, лиственница. Применение всех этих пород не вызывается необходимостью, — можно великолепно обойтись без



Фиг. 158. Фрезеровка стрингеров.

многих. Конечно, спрус, тополь, бальза — представляют очень большой интерес, но отсутствие их в Советском союзе научило советских инженеров прекрасно заменять эти сорта другими. Поэтому наиболее распространенным у нас нужно считать сосну, ясень, липу, лиственницу и, отчасти, дуб. Кроме того, применяются все виды фанеры. Выше приводится таблица весовых и механических качеств главнейших древесных материалов (табл. 40).



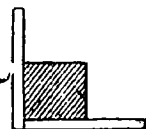
Фиг. 159. Стык на-ус.

Все данные относятся к влажности $\approx 12\%$.

Переходя непосредственно к деревянным лодкам, рассмотрим сначала конструкцию деталей, которые являются общими и характерными для всех схем деревянных лодок. Такими элементами являются скуловые и вспомогательные стрингеры и килевые бруссы.

Скуловые стрингеры и килевой брус обычно изготавливаются из ясеня, так как эти элементы, следуя за обводами лодки, должны быть заранее выгнуты. Кроме того, они являются основными в системе набора, а потому их изготавливают из более прочного, хотя и тяжелого дерева.

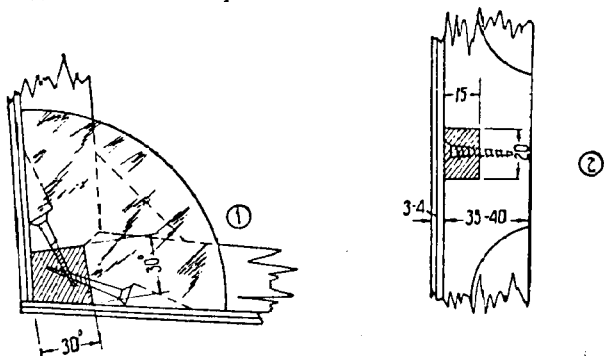
Для изготовления скуловых стрингеров обычно выбирают лучший мелкослойный ясень с очень ограниченными свилеватостью и косослоем (до 1%), возможно большей длины, чтобы иметь наименьшее число стыков. Так как деревянные гидросамолеты очень ограничены по величине, то максимальные сечения скуловых стрингеров имеют размеры 30×30 ; 25×25 мм и т. д. Обычно им придают прямоугольное сечение. Сечение стрингеров обыкновенно не бывает постоянным по всей длине лодки, а от главных узловых шпангоутов к носу и к корме его постепенно уменьшают. Таким образом, если в середине имеют 30×30 или 25×25 мм, то по концам эти сечения можно до-



Фиг. 160.
Усиление
стрингера.

вести до 15×15 мм. Меньших сечений делать не рекомендуется, так как стрингер может расколотся под шурупами и гвоздями. Для облегчения стрингеров в промежутках между шпангоутами их обычно фрезеруют (фиг. 158).

Для килевых брусков берут сечения порядка 40×25 мм. В конструкциях лодок важным вопросом является стыковка продольных эле-

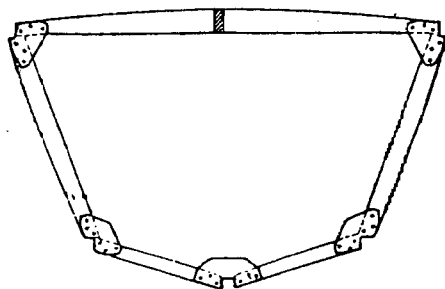


Фиг. 161. Соединение стрингеров со шпангоутами.

ментов, так как очень трудно (из-за недостатка полномерного материала), хотя и очень желательно, изготовлять их из одного куска.

Стыки стрингеров и килевого бруса делают обыкновенно „на-ус“, руководствуясь при этом установленными нормами (фиг. 159). Обычно $L = 10 - 12h$ (в английских конструкциях эти стыки доходят до

$L = 15h$). Расположение стыка относительно воды должно быть таким, чтобы до некоторой степени предохранить его от расклеивания. Склейка стыка производится казеиновым клеем.



Фиг. 162. Носовой шпангоут „Ш-2“.

Прочность склейки на сдвиг 100 кг/см^2 . Очень важный вопрос—размещение стыков по длине лодки. Стыки стрингеров не рекомендуется размещать на сильно изогнутых местах. Кроме того, стыки всех четырех скуловых стрингеров и килевого бруса не

должны приходиться в одном сечении лодки (один относительно другого). В местах, где требуется местное усиление стрингера, применяется другая конструкция (фиг. 160).

Стрингер в этом случае усиливается накладками из сосны или ясеня, образующими угольник. Ширина накладок ≈ 60 мм, а толщина 6—8 мм.

Соединение стрингеров со шпангоутом показано на фиг. 161.

На фиг. 161, 1 изображено крепление нижнего скулового стрингера, а на фиг. 161, 2 — бортового вспомогательного.

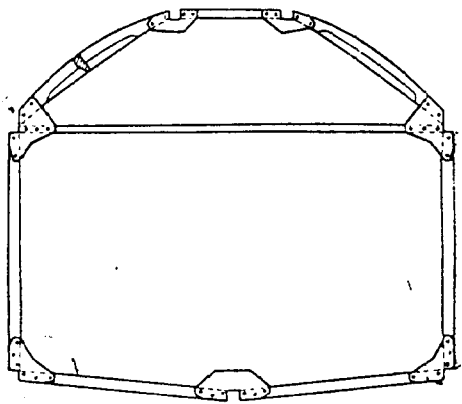
Характерная конструкция шпангоутов лодки с поперечным набором изображена на фиг. 162—165.

Донный брус шпангоута, заменяющий флор, делается из ясеня, бортовые стойки и бимс — из ясеня или из сосны, — в зависимости от размеров самолета. Для облегчения в промежутке между скулами стержни шпангоута фрезеруются, как показано на чертеже. Наиболее употребительные сечения показаны на фиг. 166.

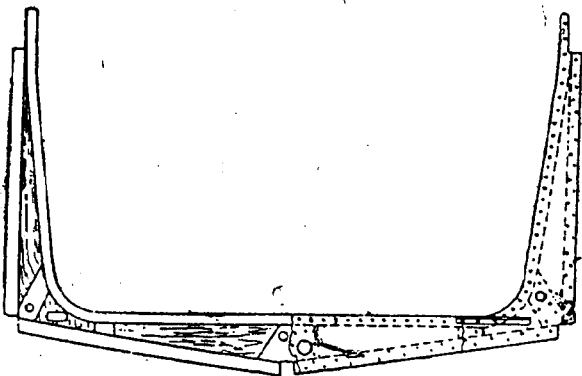
Расстояния между шпангоутами для лодок поперечного набора в среднем равняются 300—325 мм. Эти расстояния неравномерны по длине лодки. В районе переднего редана, где нагрузка на днище имеет наибольшее значение, эти расстояния ≈ 300 мм. По мере удаления к носу и особенно к корме расстояния постепенно увеличивается до 400—450 мм (фиг. 167—168). Вместе с тем меняются и сечения шпангоутов.

Сечения, показанные на фиг. 166, характерны для центральных шпангоутов лодок 3500—4000 кг полетного веса, к носу и корме сечения несколько убывают, принимая значения 20×12 мм. Меньше 12 мм толщину делать не удастся, так как тогда стержни шпангоутов будут раскалываться под шурупами и гвоздями. Поэтому 20×12 мм — это минимально допустимое сечение.

По углам шпангоуты скрепляются фанерными кницами $\Delta \approx 3,0$ мм на казеиновом клею и на оцинкованных гвоздях.



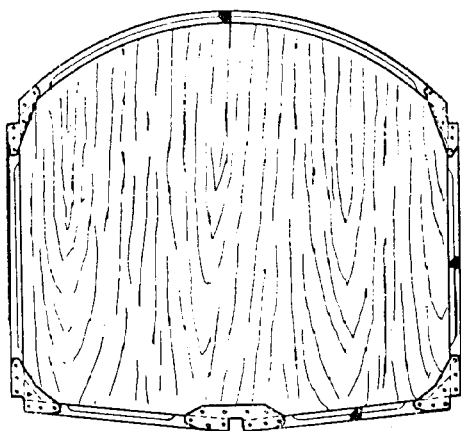
Фиг. 163. Средний шпангоут „Ш-2“.



Фиг. 164. Узловой шпангоут „Ш-2“.

Конструкция переборки показана на фиг. 165. На самолете „S-62 bis“ конструкция флора несколько иная, а именно: флором является целая ясеневая доска толщиной $\Delta = 15$ мм, высотой $h = 120—250$ мм. Для облегчения доска эта частично выфрезерована (см. фиг. 169).

Для облегчения отбора досок и уменьшения отходов флор складывается из нескольких планок и затем фрезеруется.



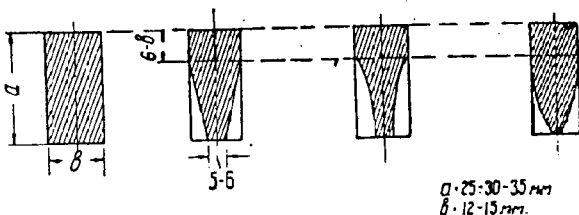
Фиг. 165. Шпангоут-переборка „Ш-2“.

В лодке типа „S-62 bis“ переборок нет и флоры не отличаются особой высотой. Но зато обшивка бортов от точки 3—3 до дна и обшивка дна сделаны чрезвычайно прочно. При неудачных посадках на волну скорее может дать трещину флор, чем сломается обшивка.

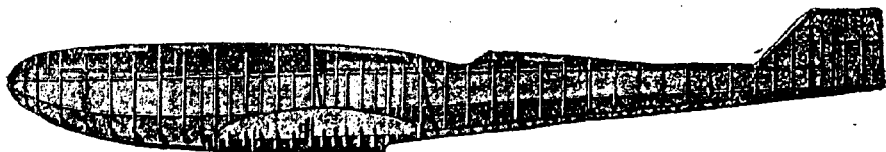
Общие схемы лодок с продольным набором мы уже рассматривали выше (см. фиг. 157). Из указанных там схем в деревянных гидросамолетах применяются обыкновенно схемы 2 и 3 с несколькими небольшими вариантами. Схема 1 в деревянных лодках не встречается,

так как соответствует крупным лодкам, а такие лодки делаются из металла.

В лодках с продольным набором скуловые стрингеры и килевой брус имеют такую же конструкцию, как и в описанных уже лодках с набором поперечным. Сечения такие же, способы крепления те же и точно так же разнятся стыки по длине лодки. Разница будет заключаться лишь в разбивке шпангоутов, в конструкции их и в расположении основного продольного набора (килевые балки и кильсоны). Обилие деталей продольного набора, равномерный их разнос по периферии сечения лодки сильно увеличивают момент инерции сечения.



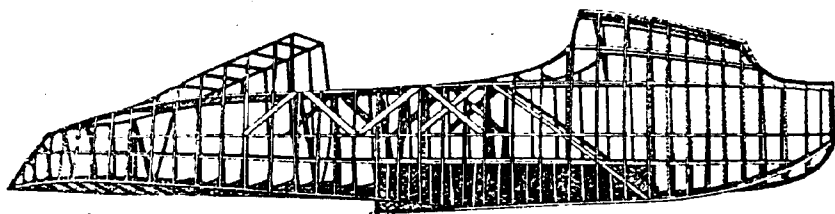
Фиг. 166. Сечения шпангоутов.



Фиг. 167. Продольный разрез лодки Savoia „S-62 bis“.

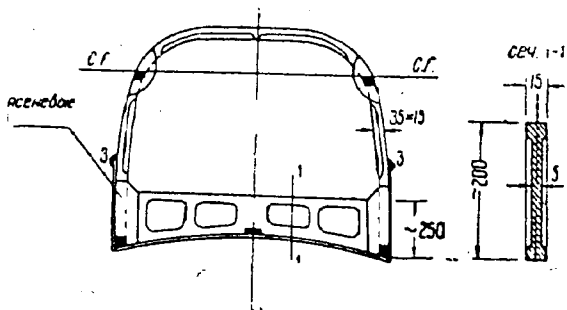
Кроме того, обшивка, хорошо поддерживаемая решеткой продольного и поперечного набора, может быть поставлена значительно меньшей

толщины. Таким образом лодка, построенная по схеме продольного набора, получается значительно легче по весу.

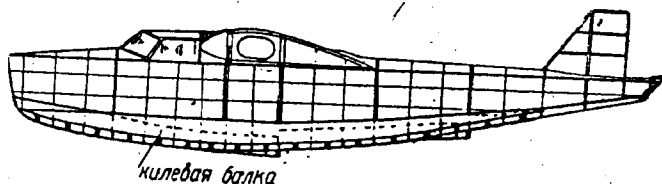


Фиг. 168. Скелет лодки Savoia „S-55“.

Лодка самолета „S-62 bis“ весит 639 кг без оборудования (только каркас и обшивка), что дает около $41,5 \text{ кг/м}^3$. Лодка другого самолета, тоже деревянной конструкции и примерно того же полетного веса, но выполненная по схеме продольного набора, весит без оборудования $\sim 510 \text{ кг}$, что дает всего $30\text{—}31 \text{ кг/м}^3$. Если средние расстояния между шпангоутами в вышеописанном типе конструкции были $300\text{—}325 \text{ мм}$, доходя до 450 мм к концам лодки, то при схеме с преобладанием продольного набора среднее расстояние между шпангоутами в центральной, наиболее нагруженной части лодки колеблется около 450 мм , достигая по концам лодки значений $500\text{—}600 \text{ мм}$. Это сразу снижает общее количество шпангоутов и в свою очередь отзывается на весе лодки.



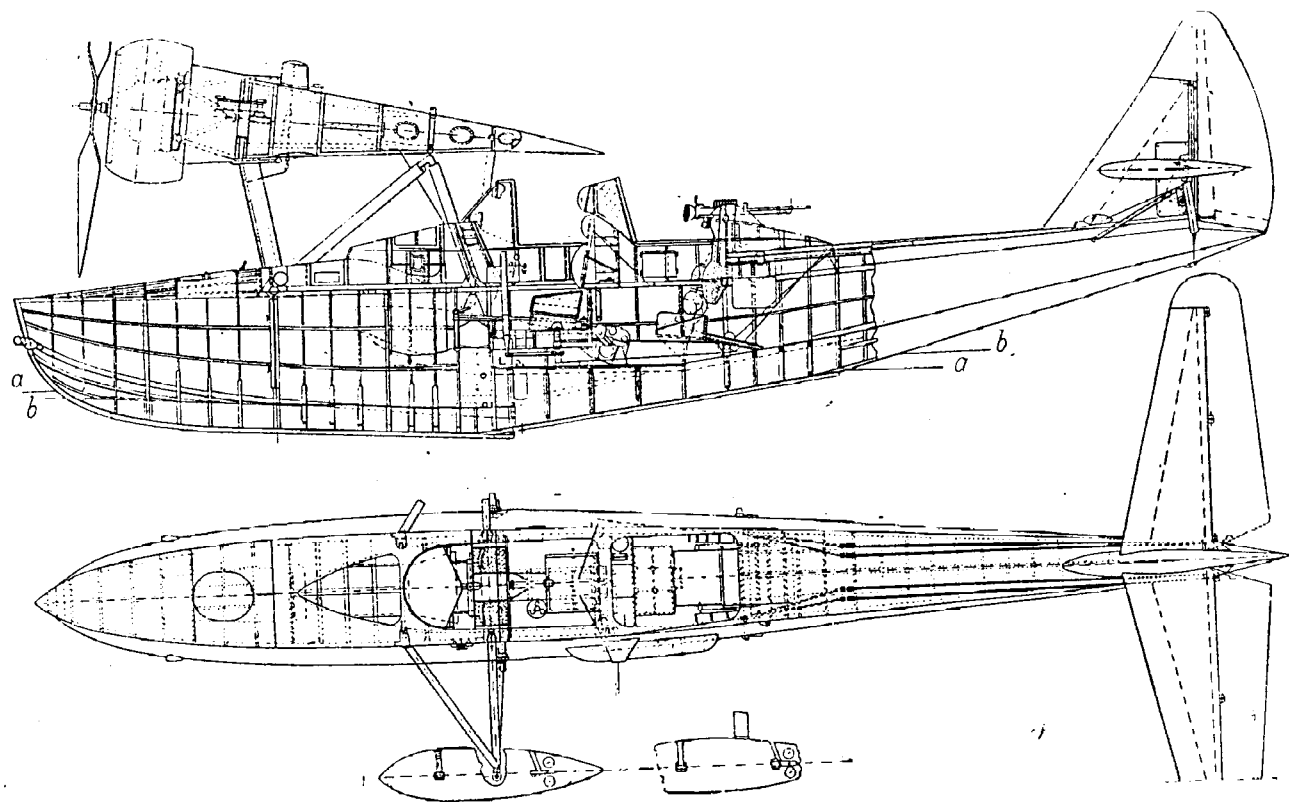
Фиг. 169. Сечение лодки „S-62“.



Фиг. 170. Расположение килевой балки в лодке.

Центральная килевая балка или балки, если их 2 шт., тянутся обыкновенно через всю лодку, начинаясь у первых носовых шпангоутов и заканчиваясь почти у самой кормы, как показано на фиг. 170.

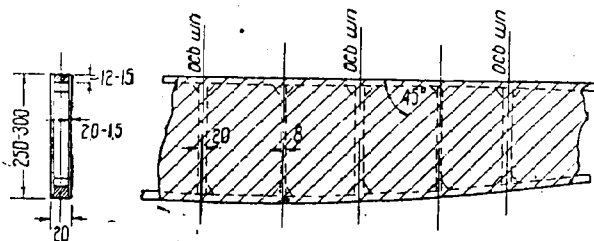
Так как килевые балки являются одновременно базой для полов и проходов, то в местах, где помещается экипаж, их делают прямыми, допуская небольшие перегибы, как показано на фиг. 170 и 170а.



Фиг. 170а. Гидросамолет „Potez 452“.

Килевые балки или кильсоны представляют собой пустотелую конструкцию типа коробчатого лонжерона (фиг. 171).

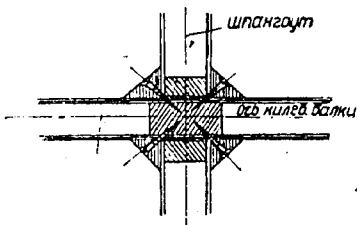
Полки этой балки делаются из сосны. Наиболее употребительные сечения указаны на рисунке. По оси шпангоутов ставятся стоечки сечением



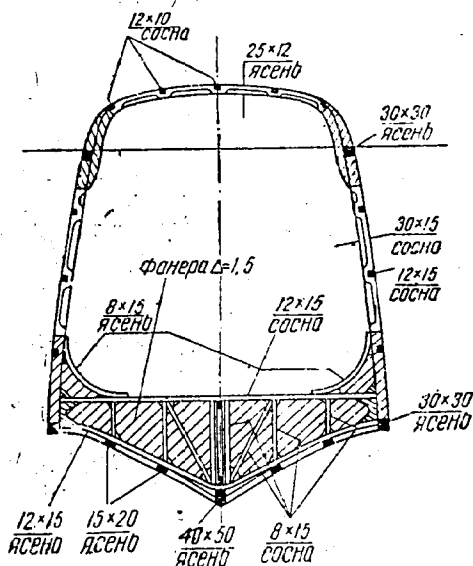
Фиг. 171. Конструкция деревянной килевой балки.

20 × 16, в промежутках 8 × 16 мм. Стойки делают также из сосны. Для увеличения площади склейки стоек с полкой по концам стоек ставятся треугольные сухарики. С обеих сторон балка защищается фанерой Δ = 1,5—2,0 мм. Наружные слои фанеры ставятся под углом 45°, что сильно упрочняет балку. Сборка балки ведется на казенном клею и на оцинкованных гвоздях.

Способ соединения килевой балки со шпангоутом показан на фиг. 172. В самом шпангоуте, как будет показано ниже, делается отверстие, в которое проходит килевая балка. Когда шпангоуты насажены на балку, в местах соединения ставятся на клею треугольные планки, которые плотно нажимают килевую балку и шпангоут.



Фиг. 172. Соединение килевой балки и шпангоута.



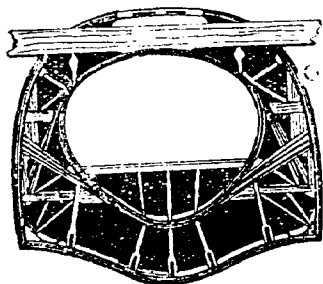
Фиг. 173. Шпангоут лодки, имеющий килевую балку.

Эти планочки крепятся шурупами. Шурупы применяются обычно медные или же стальные — оцинкованные во избежание ржавления. После изготовления кильсон покрывается масляным лаком для защиты дерева от действия воды.

Килевые балки и кильсоны собираются на плазах. Перед тем как зашивать киль наглухо, он покрывается масляным лаком и изнутри.

Поперечный набор лодки, имеющий кильсоны и килевую балку, отличается некоторыми особенностями.

Такой шпангоут изображен на фиг. 173.

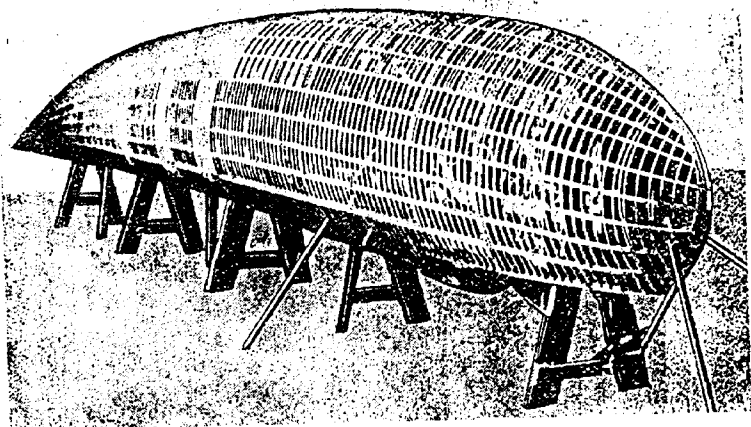


Фиг. 174. Лонжерон центральной части крыла (центроплана), служащий бимсом.

Флор шпангоута представляет собой пустотелую коробчатую балку, подобную кильсону.

Все детали, требующие гнутья, сделаны из ясени. Остальные детали прямолинейные, или имеющие небольшие изгибы из сосны. Все употребительные сечения указаны на рисунке. Нижний брусок флора состоит из двух частей — верхней целой, изогнутой по обводу днища, и нижней, состоящей из двух половин, стыкованных у кия. После изготовления шпангоута и установки его на стапеле при закладке донных вспомогательных стрингеров нижний брусок прорезается гнездами

для этих стрингеров. Флор шпангоута зашит с обеих сторон березовой фанерой толщиной $\Delta = 1,5$ мм. Вертикальные стойки шпангоута и бимс в промежутках между вспомогательными стрингерами фрезерованы. Сечения бимса и стен шпангоута даны на чертеже. Форма сечения была показана на фиг. 166.



Фиг. 175. Скелет лодки Supermarine.

Приведенная конструкция шпангоута является типовой. Все остальные шпангоуты имеют аналогичную конструкцию. В шпангоутах, которые являются усиленными и повторяющимися через 4—5 нормальных шпангоутов, боковые стойки и бимс сделаны коробчатыми, подобно конструкции флора.

Вес типового шпангоута описанной выше конструкции для ширины лодки $B=1,5$ м и высоты $H=1,5$ м колеблется в пределах 3,0—3,5 кг.

Если шпангоут выполнен в виде переборки, его вес возрастает до 4,5 кг в зависимости от размеров шпангоута.

Шпангоуты, к которым крепится крыло, так называемые узловые, делаются по типу описанного выше усиленного шпангоута—только все сечения делаются значительно усиленными. Ширина нормальных шпангоутов, как указано выше, 15 мм, узловых 40—45 мм. Стойки узловых шпангоутов делаются коробчатыми, равно как и балки. Если крыло лежит непосредственно на лодке, то бимсом служит сам лонжерон центральной части крыла (фиг. 174).

К конструкциям с преобладанием продольного набора нужно отнести так называемую „гибкую“ конструкцию деревянных лодок. Эта система



Фиг. 176. Лодка Supermarine.

появилась в Англии. Все шпангоуты лодки представляют собой круги, сделанные из тонких реек. Продольный набор состоит из большого числа стрингеров прямоугольного сечения. Днище сделано накладным поверх этой основной конструкции. Характерным образом этой системы является лодка Supermarine, показанная на фиг. 175 и 176; фиг. 175 изображает основной скелет „гибкой“ конструкции без обшивки и без накладного днища; фиг. 176 изображает ту же лодку в процессе производства—днище уже наложено, производится оклейка полотном.

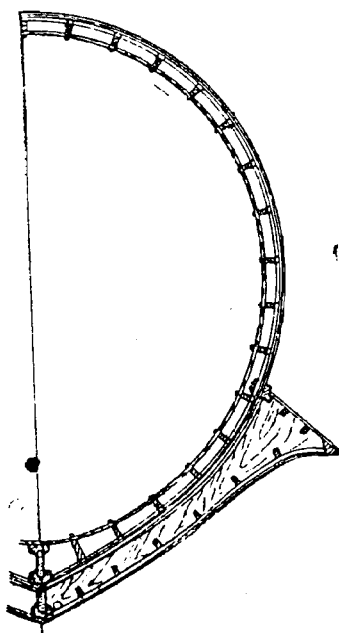
На фиг. 177 изображено поперечное сечение этой лодки, дающее ясное представление о системе продольного и поперечного набора. Как видно, все сечение равномерно заполнено продольными стрингерами. Непосредственно на стрингер ложится двухслойная досчатая обшивка. Формы поперечного сечения сохраняются за счет кольцевых шпангоутов. Эти кольца могут деформироваться в известных пределах, почему эта конструкция и названа гибкой. Это свойство в свою очередь приводит к некоторой амортизации ударов при посадке. Днище накладывается поверх специального набора, расположенного на основной обшивке круглого стержня лодки. Таким образом естественно, что лодка имеет двойное дно, да еще разделенное на отдельные отсеки. Это сильно способствует сохранению непотопляемости.

На фиг. 178 дано сечение центрального кия этой лодки, показывающее способы соединения отдельных частей. Главные и усиленные шпангоуты имеют сечения коробчатой формы.

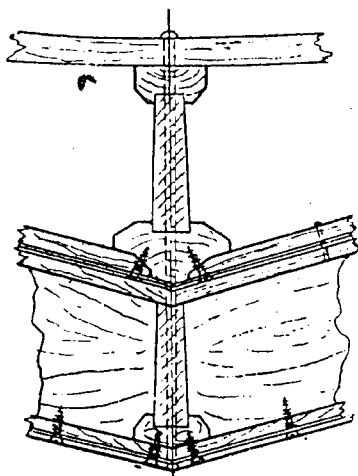
Обшивка деревянных лодок бывает двух видов: фанерная и досчатая, вернее, комбинированная из фанеры и досок.

На первую обшивку идет первосортная березовая авиационная фанера. Для лодок от 3 до 5 м на обшивку бортов (выше ветерлинии) и палубы идет фанера толщиной 3,5—3,0 мм. В хвостовой части лодки для обшивки воздушного кия, который обычно составляет одно целое с лодкой (см. фиг. 167 и 170), применяется фанера 2,0 и 2,5 мм. Дно имеет переменную толщину. В носовой части от форштевня до шпангоута № 2 ставится один слой фанеры толщиной 4,0 мм. Дальше до самого редана дно имеет обычно большую толщину.

Нижний слой фанеры толщиной 3,0—3,5 мм и верхний — толщиной



Фиг. 177. Сечение „гибкой“ лодки Supermarine.



Фиг. 178. Килевая балка.

3,5—4,0 мм. На редане обшивка, естественно, утолщается, так как в деревянных лодках редан обычно делается накладным — поверх обшивки, как днище в гибкой конструкции. Обшивка же самой конструкции редана делается многослойной, так что толщина обшивки достигает значений 10—13 мм.

При проектировании теоретического чертежа лодки необходимо помнить, что фанера может быть прогнута только в одном направлении, так чтобы получившаяся после изгиба кривая поверхность была элементом цилиндра или конуса. Поэтому необходимо по возможности избегать поверхностей двойной кривизны. Но есть места в лодке (например, образование носа в лодках или подход к редану при туннельном

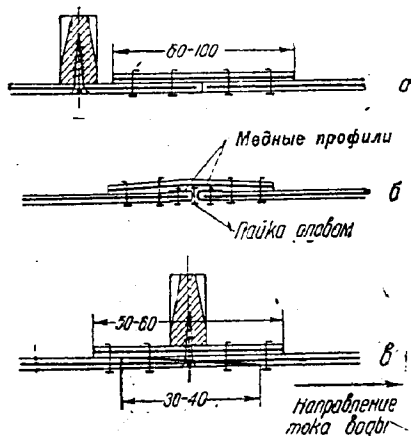
образовании днища), где невозможно избежать поверхности двойной кривизны. В этом случае приходится предварительно пропаривать фанеру и затем выгибать ее на специальных шаблонах, или, если хотят обойтись без этой довольно трудной технологической обработки, разрезать фанеру на полосы такой ширины, которая свободно ложится по данной поверхности. Последний способ включает в себе немало трудностей.

После того как на стапеле закончена сборка каркаса лодки и с помощью реек проверена плавность обводов каркаса, приступают к обшивке лодки. Для увеличения плотности обшивки ее обычно ставят либо на белилах, либо (так как белила дают очень высокий вес) на казенном клею.

Обшивка крепится к шпангоутам и стрингерам с помощью медных гвоздей и шурупов, или же — опять же из желания понизить вес лодки — на железных оцинкованных шурупах и гвоздях. Гвозди применяются также и железные оцинкованные.

Стыки листов фанеры на днище, палубе и бортах размещены так, чтобы они не приходились в одном и том же сечении лодки. Обычно стыки бортов располагаются симметрично по обеим сторонам корпуса. Стыки же палубы и днища обычно не совпадают. Стыки бывают двух сортов: впритык и на-ус.

Стык впритык делается следующим образом: два листа фанеры тщательно прифуговываются так, что



Фиг. 179. Стыки фанерной обшивки

между ними не остается щели

С внутренней стороны лодки под стык подкладывается полоса фанеры шириной от 60 до 100 мм — в зависимости от толщины фанеры. Затем эта полоса и оба листа в местах стыка покрываются белилами или казенным клеем и прибиваются гвоздями, которые с внутренней стороны лодки загибаются. Получается плотный, не пропускающий воду стык. Прочность его такая же, как и у цельного листа. Но у такого стыка вода действует на торец фанеры, отчего может начаться гниение, появятся трещины и, таким образом, произойдет разрушение стыка. Поэтому для предохранения стыка от непосредственного действия воды фанера по торцу заделывается в специальные швеллеры из очень тонкой (0,2—0,25 мм) меди, которые потом спаиваются оловом. Подобные конструкции изображены на фиг. 179, б.

Не говоря уже о сложности заделки фанеры в металл, необходимости предварительного облуживания этих швеллеров и их последующей пайки, самым большим недостатком этой системы является необычайная трудность пригонки отдельных листов. Необходимо на месте подогнать форму и размеры листов и затем их заделать. Этот способ применяется весьма редко.

Оба вышеупомянутых способа стыкования листов обшивки требуют расположения стыка не на шпангоуте, а рядом с ним, так как в противном случае трудно прикреплять листы к шпангоуту.

Третий способ стыковки на-ус возможен только при применении водоупорных клеев и негоден при применении белил. Сущность этой системы стыковки совершенно ясна из фиг. 179, а. Стык расположен обыкновенно на самом шпангоуте. Листы сострагиваются на-ус и склеиваются водоупорным клеем. Стык располагается таким образом, чтобы вода обтекала его по „шерсти“, что предохраняет отчасти стык от попадания в него воды. Затем на шпангоут, на котором предполагено стыковать обшивку, прикрепляется полоса фанеры шириной около 50—60 мм, с которой и склеиваются помощью гвоздей листы обшивки. Это предохраняет листы от расхождения швов, так как морская вода растворяет казеиновый клей.

Во всех случаях гвозди, склепывающие швы, располагаются в шахматном порядке с шагом 15—20 мм для образования прочного плотного шва. После склепывания шов зачищается рашпилем и стеклянной бумагой. При небольших размерах деревянных гидросамолетов и при больших размерах листов фанеры, идущей по бортам и по палубе, удается обойтись без продольных стыков обшивки.

В случае необходимости создания продольного шва последний делают на-ус и располагают на стрингере. Для продольного шва подкладку в виде фанерной полосы можно и не ставить. Шурупы крепления шва обшивки к шпангоутам или стрингерам располагаются с шагом $t \approx 60$ мм. В промежутках забивается 1—2 гвоздя.

Обшивка изображается на специальном чертеже, где указываются местоположения швов, размеры гвоздей и шурупов и расположение их. При проектировании обшивки исходят из размеров листов фанеры, стараясь распределить стыки так, чтобы получилось как можно меньше отходов.

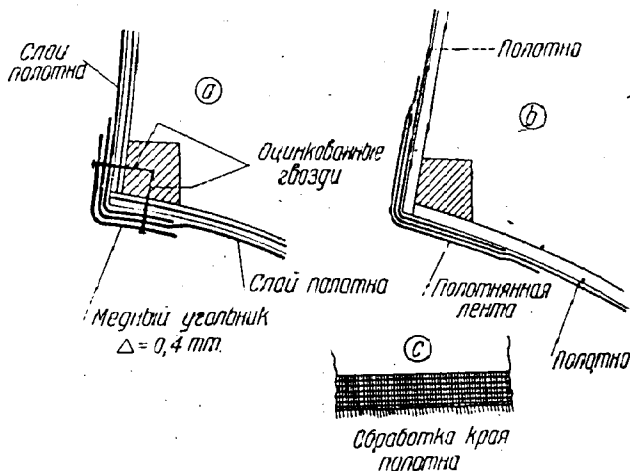
У фанеры имеется один крупный недостаток. После того как мокрая после полета лодка вытаскивается на берег, она подвергается действию солнца. Совместное действие воды и солнца приводит к тому, что, несмотря на окраску и лакировку, на верхнем слое фанеры образуются волосяные трещины, которые с течением времени увеличиваются, и весь верхний слой начинает отслаиваться. Для предохранения фанеры от атмосферных влияний ее сверху обклеивают полотном. Приклейка полотна производится на эмалите. Можно приклеить и на казеиновом клею, но морская вода растворяет казеин, причем он обращается в губчатую массу. Полотно в этом случае местами отклеивается и образует пузыри.

Большие трудности представляет оклейка полотном днища, особенно если днище имеет, как у самолета Savoia, выгнутую форму или же туннельное образование. В этом случае эмалит стягивает полотно, которое начинает отставать от фанеры. При появлении пузырей на обтяжке полотно часто отрывается во время взлета. Поэтому многие фирмы, строящие деревянные самолеты, днище и подводную часть борта обшивают досками твердых пород дерева.

Поверх полотняной обтяжки лодку шпаклюют и затем окрашивают масляной краской или цветным лаком. Получается идеально гладкая поверхность, что до известной степени снижает лобовое сопротивление

лодки. Кроме того, полотно представляет идеальную защиту дерева от разрушения. На нижних скулах лодки для обшивки днища и бортов встречаются способы заделки полотна, изображенные на фиг. 180, *a* и *b*.

В случае *a* полотно немного заходит за перегиб и затем сверху оббивается медным угольником $\Delta = 0,4$ мм на оцинкованных или медных гвоздях. Этот способ хотя и часто практикуется, но его нельзя назвать рациональным, так как при последующих ремонтах гвозди выбиваются в новые места, что раскалывает стрингер. Но самое главное зло этой конструкции заключается в том, что вода попадает в отверстие, где помещались старые гвозди, и стрингер начинает быстро гнить. Это вызывает серьезный ремонт лодки, потому что требует



Фиг. 180. Заделка полотна.

замены стрингера. Поэтому в настоящее время начинают переходить на способ *b* (фиг. 180).

Полотно загибается около скулы, как обычно, но затем вместо металлического угольника скула оклеивается полотняной лентой. Предварительно для лучшего приклеивания край ленты, как и вообще края полотна, обрабатывается, как показано на фиг. 180, *c*, т. е. у самого края выдергивается несколько продольных ниток. Махровый край очень прочно охватывается клеем. Металлический угольник хорошо защищает скулу от ударов при спуске и от надрывов полотна.

При втором способе заделки полотна приходится очень тщательно предохранять самолет от ударов скудой, но зато стрингер сохраняется идеально.

Обшивка днища лодок делается в несколько слоев — до трех.

В этом случае поверх каждого слоя днище оклеивается полотном. Это, помимо водонепроницаемости, сообщает днищу чрезвычайную прочность.

При обшивке досками каркас лодки сначала обшивается фанерой толщиной $\Delta = 3,0$ мм (днище, борта и палуба).

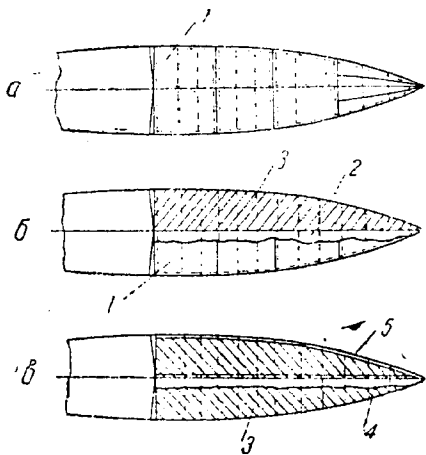
В тех местах, где обшивка будет досчатой, первый слой фанеры иногда ставят толщиной всего 2 мм, так как он является только связующим элементом.

Обшивка палубы и воздушного киля может быть местами доведена до $\Delta = 2,5-2,0$ мм. После обшивки фанерой лодка целиком оклеивается полотном. Дальнейший процесс аналогичен процессу при обшивке только фанерой. Днище же и подводная часть борта (примерно на 100 мм выше ватерлинии) обшиваются досками.

Доски изготавливаются из твердых пород дерева с большим удельным весом: из тяжелых сортов красного дерева (гранбассам и др.), из тика (порода, идущая на покрытие палуб кораблей), из кедра или лиственницы. Все эти породы при большом удельном весе ($\gamma = 0,8-0,9$) обладают весьма плотным строением древесины и малой способностью впитывать в себя воду, благодаря чему труднее загнивают.

После весьма тщательного отбора (доски должны быть без сучков, трещин, свилеватости и т. п.) приступают к обработке досок.

Размеры их следующие: $\Delta = 3,0-4,0$ мм, иногда 5,0 мм, ширина $b = 75-80$ мм, длина (в зависимости от размера леса на складе) $l = 3,0-4,0-5,0$ м. Доски должны быть изготовлены очень тщательно, особенно в отношении ширины. Необходимо выдерживать точно указанную ширину по всей длине доски, так как иначе прифуговка их становится затруднительной. Кроме того, обшивка досками неодинаковой ширины очень некрасиво выглядит.



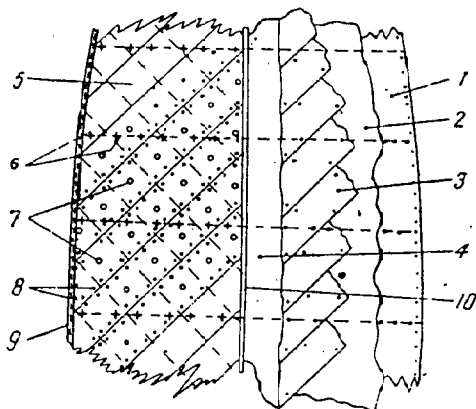
Фиг. 181. Расположение досок при килеватом днище (досчатая обшивка).

После того как лодка обшита первым слоем фанеры и оклеена полотном, ставят на днище первый слой досок. Полотно обычно покрывается незасыхающим, так называемым подмазочным лаком, который заполняет все пространство между досками и полотном (пазы между досками и т. п.). Расположение досок на днище зависит, главным образом, от формы днища. При плоском и вогнутом днище, как у самолетов Savoia, CANT и др., доски ставятся вдоль лодки параллельно оси самолета; так как на днище лодки обыкновенно ставятся два слоя досок, то их располагают так, чтобы продольный стык двух наружных досок приходился на середине ширины доски внутреннего слоя.

При килеватом днище доски обычно располагаются иначе (фиг. 181). На этом рисунке изображена носовая часть днища лодки в трех различных фазах положения обшивки. На фиг. 181, а дно зашито первым слоем фанеры. На фиг. 181, б видна обшивка фанерой 1, затем слой полотна 2 и поверх полотна первый (внутренний) слой досок 3, расположенные в „елку“, но против движения. На фиг. 181, в виден первый

слой досок 3, затем слой полотна 4 и, наконец, поверх него последний наружный слой досок 5, также в „елку“.

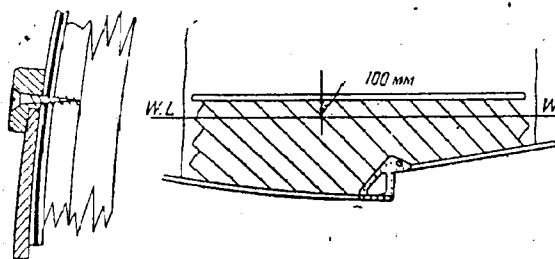
Более подробное расположение деталей обшивки днища показано на фиг. 182. Здесь: 1 — самая нижняя обшивка фанерой, 2 — полотно, 3 — первый слой досок. Точками показано расположение гвоздей, крепящих первый слой. Гвозди ставятся очень редко — через 100—150 мм, чтобы только закрепить доски; 4 — второй слой полотна и 5 — наружная обшивка. На чертеже наружной обшивки точками 8 показан ряд гвоздей, которыми насквозь скрепляются все слои. Гвозди ставятся снаружи и заггибаются внутрь с шагом примерно 20—25 мм.



Фиг. 182. Деталь досчатого набора.

Белыми кружками 7 изображены алюминиевые заклепки $d = 3-4$ мм, которыми также насквозь проклепаны все слои. И, наконец, крестиками 6 обозначены шурупы, крепящие обшивку к шпангоутам, которые показаны пунктиром; 9 — медные угольники 0,4-мм, закрывающие на скуле торцы досок, и 10 — наружная килевая рейка, назначение которой закрыть торцы досок, сходящихся у киля.

Как видно из чертежа, обшивка получается необычайно прочной и монолитной и по структуре своей напоминает структуру фанеры.



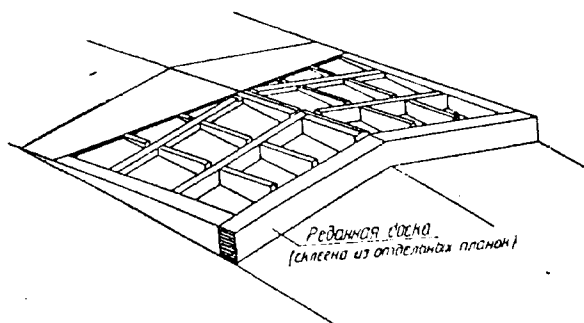
Фиг. 183. Досчатая обшивка борта лодки.

После того как поставлен последний слой досок, всю поверхность днища зачищают грубым напильником для дерева (рашпилем) и затем стеклянной бумагой. Сверху доски покрывают смолой или масляным лаком, если хотят сохранить красивый вид дерева. Окраска смолой тяжелой, но лучше предохраняет дерево от воды. Борты от нижних скул и примерно на 100 мм выше грузовой ватерлинии также зашиваются одним слоем досок. Доски располагаются либо горизонтально (в этом случае имеется очень много затруднений, так как кривые обводы скул обрабатывают доски в узкие клинья, которые очень трудно приклепывать), либо так, как показано на фиг. 183, т. е. тоже в елку.

Последний способ применяется фирмой Savoia. Он удобен тем, что позволяет использовать отходы и обрезки досок, оставшиеся от обшивки.

На фиг. 183 показан способ завершения бортовой досчатой обшивки. Поверх всей обшивки кладется фасонный ясеневый профиль, который тянется через всю лодку, крепится шурупами к шпангоутам и, таким образом, заканчивает все концы досок.

Этот брус называется фальшбортом. Он, кроме того, является внешним стрингером, усиливающим общий набор.



Фиг. 184. Редан лодки „Ш-2“.

Теперь остается только рассмотреть конструкцию редана. Редан изображен на фиг. 184 со снятой обшивкой. Продольный набор редана состоит из клиньев, обычно ясеневых, и поперечных планок, лежащих на шпангоутах поверх обшивки. Обычно наружный слой обшивки лодки переходит на реданный набор, что дает плавный обвод всего днища. В реданном наборе непо-

средственно у самой обшивки делаются маленькие канавки, для того чтобы установить сообщение между отдельными клетками. Тогда вся вода, которая может просочиться в редан из-за неплотности конструкции, собирается у килля. В последней наружной доске редана ввинчивается пробка или две, через которые эта вода и спускается.

Пробку для облегчения делают из алюминия.

2. МЕТАЛЛИЧЕСКИЕ ЛОДКИ

Несмотря на дешевизну дерева и легкость его обработки, легкость ремонта, возможность быстро выпускать большие серии самолетов, — явно заметна тенденция к переходу на металлические конструкции. Выше, в разделе „Деревянные лодки“, мы говорили, что дерево применяется только для гидросамолетов общего тоннажа не выше 5000 — 6000 кг. Применение дерева для более тяжелых машин невозможно из-за сильного утяжеления конструкции. Фирмы, строящие крупные гидросамолеты — Supermarine, Blackburn, Short, Sikorsky и др., — имеющие оборудование, полностью приспособленное под металлические конструкции, в случае проектирования легких гидросамолетов, естественно, переходят на дюраль или другие сорта металла.

Деревянные конструкции лодок обладают крупным недостатком: вода, просачивающаяся через швы и неплотности конструкции, остается в лодке, так как не может быть полностью удалена оттуда откачкой. Часть воды всасывается деревом и пропитывает его, несмотря на то, что сорта дерева, идущие на обшивку, наиболее водоупорны. Если деревянный самолет оставлен некоторое время на воде, он, естественно, увеличивает с течением времени свой вес, несмотря на тщательность окраски и лакировки. Это, кроме того, приводит к гниению дерева, особенно в случае плохого проветривания лодки и поплавков. Вода

попадает также и в дюралевые лодки, хотя и принимаются все меры для уплотнения швов. Но зато эта вода может быть полностью удалена и веса лодки не увеличивает.

Металлические конструкции получаются несколько легче деревянных. Все эти причины, вместе взятые, сильно способствуют развитию металлического гидросамолестостроения.

К недостаткам металлической конструкции нужно отнести сложность технологического оборудования и приспособлений (закалочные печи, сварочные аппараты и т. п.), которых они требуют при постройке, что особенно сказывается в условиях эксплуатации и ремонта на малых базах, лишенных этого оборудования.

Если же эти вопросы разрешены положительно, то все трудности компенсируются возможностью создавать равнопрочные взаимозаменяемые конструкции.

Но, как известно, большинство применяемых в самолетостроении металлов подвержено влиянию морской воды. Совершенно непригоден, например, электрон. Дюраль в том виде, в каком мы его встречаем в сухопутных самолетах, в гидроавиации почти не встречается. Чистый, нормальный дюраль, даже окрашенный и лакированный, легко корродирует, особенно в условиях жаркой погоды южных морей. Поэтому приходится прибегать к целому ряду мер для защиты дюралья, например, по верху краски покрывать его керосином со смазочным маслом. Из-за способности быстро корродировать в условиях непосредственного соприкосновения с водой, когда защита металла лаками, смолами и прочими средствами становится малодействительной, приходится применять либо дюралевые листы, особым образом приготовленные, либо делать подводную часть лодки из нержавеющей стали.

Американская фирма Budd построила целый ряд гидросамолетов типа Savoia „S-36“ из этой стали. Для того чтобы предохранить дюраль от коррозии, его покрывают слоем металла, который мало подвержен коррозии и хорошо уживается в соседстве с дюралем. Таким металлом является алюминий. Листы из дюралья покрываются с обеих сторон очень тонким слоем алюминия, который и предохраняет дюраль от разедания. Таким образом приготовленный дюраль называется алькледом, альплатом или плакированным дюралем. Алюминий хорошо защищает дюраль только в том случае, если на поверхности листа или профиля нет царапин, обнажающих дюраль. Иначе в этом месте начинает появляться коррозия.

Так как при обработке деталей и профилей и при постройке лодки невозможно избежать царапин и повреждений, то не исключено появление коррозии, правда, в меньшей степени, чем при обыкновенном дюрале. Кроме того, листы в местах разреза обнажают чистый дюраль, и, следовательно, в стыках может появиться коррозия.

Так как заклепки плакировать нельзя, т. е. бесполезно, потому что защитный слой все равно будет разрушен ударами молотка, заклепочные швы являются местами возникновения коррозии.

Из этого ясно, что даже плакированный дюраль не является очень надежной защитой. Поэтому конструкции из плакированного дюралья все равно окрашивают, а подводную часть лодки смолят, тщательно покрывая краской места стыков. Во Франции (правда, в сухопутных са-

молетах, например Devoitine „D-332“) применяют особый сплав типа дюрала в едаль, который позволяет обходиться без окраски. Но данных по эксплуатации этого материала не имеется.

Английские фирмы подводные части лодок обшивают нержавеющей сталью. Так, по литературным данным, делает фирма Supermarine — Vickers в своем самолете „Supermarine Mark-X“, а также фирма Short в самолете „Singapore III“. Но применение нержавеющей стали влечет за собой увеличение веса. Поэтому в настоящее время применяется плакированный дюраль с предохранительной окраской.

Есть еще несколько способов предохранения дюрала от коррозии. Назовем хотя бы способ применения протекторов. К поверхности обшивки лодки в подводной части днища или бортов на стальных болтах крепятся пластинки чистого цинка около 1,5—2,0 мм толщиной. Тогда при соприкосновении с водой начинает корродировать цинк, а не дюраль. По мере расходования цинка его приходится менять. Способ этот в соединении с окраской дает неплохие результаты.

Дюраль применяется в виде листов разных толщин, начиная от 0,3 и кончая 2,5—3,0 мм. Толщины меняются через 0,2; 0,8; 1,0; 1,2; 1,4 мм и т. д. Размеры листов — 3,0 × 1,0; 2,0 × 1,0 м; размеры рулонные — 22,0 × 1,0 м. Нержавеющая сталь в виде разных полос имеет размеры (0,3—0,5) × 10,0—15,0 м.

Плакированный дюраль имеет те же размеры, что и обыкновенный.

Механические свойства дюрала общеизвестны. Литература по дюралю весьма обширна. Приведем только главнейшие характеристики дюрала:

Удельный вес	2,8
Сопротивление разрыву	3 800 кг/см ²
„ срезу	2 200 „
„ сжатию	3 800 „

Приводим такие же данные для нержавеющей стали:

Энерж-6

Удельный вес	7,85
Сопротивление разрыву	12 000 кг/см ²
„ сжатию	12 000 „
„ изгибу	12 000 „
Предел пропорциональности	9 000 „
Удлинение	70%

Толщины нержавеющей стали меняются от 0,1 до 1 мм. Все профили, применяемые в гидросамолетах, делаются из листового материала ручным способом, путем прокатки или протяжки. Профили делятся на два типа: закрытые и открытые. Под закрытыми понимаются такие профили, которые в соединении с обшивкой или друг с другом дают замкнутые полые конструкции (см. 1 и 2 на фиг. 185).

Открытые же профили не образуют полых пространств при соединениях (см. 3, 4 и 5 на той же фигуре).

Закрытые профили нехороши тем, что в них имеются все условия для скорейшего образования коррозии. Так как внутренние полости плохо вентилируются, их очень трудно контролировать и заменять окраску по мере надобности.

Это особенно хорошо известно из опыта эксплуатации лодочных самолетов Dornier „Wal“, построенных из профилей типов 1 и 2. При вскрытии обшивки бортов или днища этих лодок можно наблюдать, что вся внутренняя поверхность профилей поражена коррозией. Такой тип профилей весьма невыгоден в условиях эксплуатации, морских самолетов и более пригоден для сухопутных.

Поэтому многие крупные фирмы гидросамолетов совершенно отказались от применения таких профилей и целиком перешли на профили открытого типа (см. 3, 4, 5 и 6 на фиг. 185). Эти профили применяются фирмами Rohrbach, Supermarine, Blackburn, Short, Sikorsky и др.

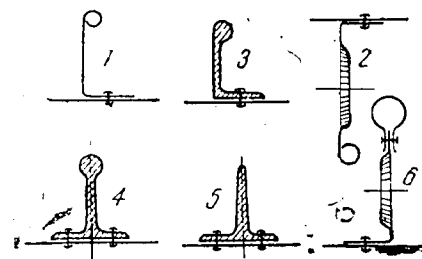
Помимо удобства клепки, простоты проектирования и т. п., они всегда доступны для осмотра, окраски, очистки от коррозии и дают возможность легкого образования узлов и креплений.

Закрытые профили обладают Фиг. 185. Закрытые и открытые профили. большей устойчивостью формы при работе на сжатие, чем открытые. Они допускают (тип 2, фиг. 185) напряжение при сжатии до 28 кг/мм^2 без потери устойчивости, в то время как открытые профили (типов 5, 6) имеют всего от 12 до 20 кг/мм^2 при сравнительно небольших длинах. Несмотря на это, закрытые профили невыгодны из-за неустойчивости против коррозии. В случае необходимости образования сложных закрытых профилей (например, в сильных узловых шпангоутах значительно сложнее типа 6) стенки их делают с отбортованными дырами, что, кроме облегчения, повышает устойчивость формы и дает возможность осматривать профиль внутри.

Профили указанных типов применяются, главным образом, в Германии и в СССР.

В Англии и Америке, наряду с указанными, применяют еще целый ряд весьма своеобразных профилей, заимствованных из практики кораблестроения.

Так, фирма Blackburn применяет профили 1, изготовленные протяжкой из листового материала (фиг. 186). Образцом послужил применяемый в кораблестроении „углобильбовый“ профиль. Ему аналогичен



Фиг. 186. Профили фирмы „Blackburn“.

профиль 2 той же фигуры. Этот профиль более высокий, а значит, и более сильный. Он снабжен отбортованными дырами для придания жесткости. Американцы и, отчасти, англичане применяют также и катаные профили из дуралюмина — типы 3, 4 и 5. Эти профили уже целиком заимствованы из стального кораблестроения — углобильбовый, тавро-

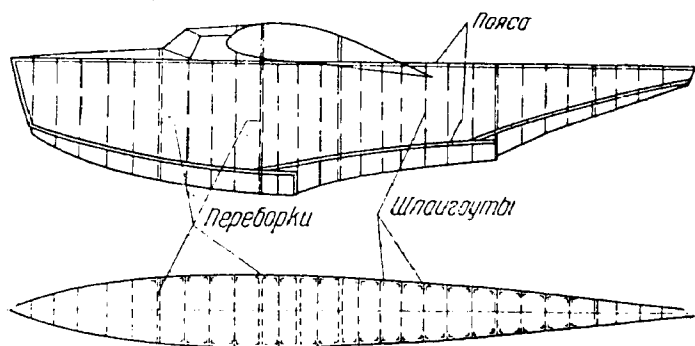
бульбовый и тавровый. Катаные профили строго выдержаны в размерах и обладают большей жесткостью, чем изготовленные из листов. Применение их дает много удобств, но, к сожалению, они еще очень мало распространены.

Составной, очень мощный профиль тавробульбового типа (фиг. 186, б) применен в лодке „X2-PN“ Hall Aluminium Aircraft Corporation.

Приведенными типами сортамент профилей, применяемых в лодках, не исчерпывается, что будет видно в дальнейшем при описании некоторых интересных конструкций лодок и поплавков.

Рассматривая конструкции металлических лодок, необходимо выделить лодки с преобладанием поперечного и продольного набора.

Лодок с преобладанием поперечного набора сравнительно немного. Они делаются либо для самолетов небольшого тоннажа,



Фиг. 187. Конструкция лодки Rohrbach.

как например, Saunders „Cutty Sark“ весом около 1500 кг, либо по особым конструктивным схемам, как лодки Rohrbach.

Рассмотрим общую схему лодки Rohrbach в качестве образца такого рода конструкции. Так как корпус лодки от гидро- и аэродинамических сил работает на изгиб, то элементами, воспринимающими этот изгиб, являются борта лодки.

Каждый борт представляет собой плоскую тонкостенную балку с двумя поясами, из которых верхним поясом является верхний скуловой стрингер, а нижним — нижний скуловой стрингер. Основными связями между поясами служат усиленные шпангоуты.

Промежуточные же шпангоуты служат для прикрепления обшивки и для передачи нагрузки на пояса.

Так как обшивка тонкостенная, то шпангоуты должны быть расставлены довольно часто. В конструкциях Rohrbach расстояния между шпангоутами колеблются от 350 до 450 мм. Таким образом борт представляет собой балку, работающую по системе Wagner. Этот тип конструкции (фиг. 187) запатентован Rohrbach.

Обшивка борта воспринимает нагрузку от поперечных сил. По схеме Wagner тонкостенная обшивка бортов, вступая в работу, дает небольшие волны, расположенные диагонально по отношению к поясам под

углом $\approx 42^\circ$. Появление волн рассматривается как нормальное явление, показывающее, что обшивка работает и нагружена во всех своих частях. Устойчивость обшивки обеспечивается частым расположением шпангоутов. Расстояние между шпангоутами равно примерно четверти высоты борта.

Такая конструкция позволяет обходиться без дополнительного продольного набора, а основным продольным набором являются четыре скуловых стрингера (два верхних и два нижних), которые в то же время играют роль поясов бортовой балки. Пятым основным стержнем является донный угольник на вершине двугранного угла килеватого днища. Таким образом основной скелет лодки состоит из пяти основных сильных стержней, целого ряда часто расположенных шпангоутов, несколько утопленной обшивки днища и тонкостенной обшивки бортов и палубы.

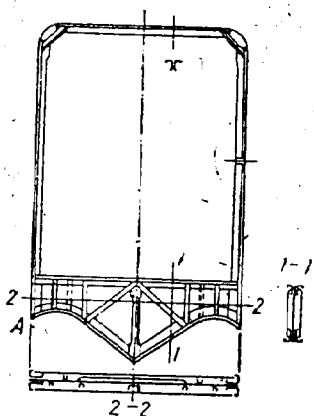
Система набора очень простая, особенно по сравнению со сложными наборами английских и американских лодок. Она дает некоторый выигрыш в весе, но главное ее достоинство в простоте конструкции. Система тонкостенных балок логично проведена по всей конструкции самолета Rohrbach. Она использована и в конструкции лонжеронов крыльев, стабилизатора, и даже флоры шпангоутов выполнены по этой схеме.

Ниже рассмотрены более подробно сечение лодки Rohrbach, конструкция и типы скуловых профилей, наборы самого шпангоута и детали этих соединений. Типовой шпангоут ее показан на фиг. 188. Весь набор сделан из открытых профилей. Так как края всех профилей для увеличения устойчивости формы отбортованы, то в местах, где профили встречаются и ложатся один на другой, приходится их разбортовывать и делать подсежки.

Каждый шпангоут состоит из двух вертикальных стоек, поддерживающих обшивку борта, палубного бимса и сильного флора. Стойки шпангоута и бимса связаны кницами, усиленными наклонными профилями, и образуют жесткую раму. Неизменяемость формы поперечного сечения лодки обеспечивается жесткостью узлов, соединяющих стержни шпангоута, и тем, что через несколько простых рамных типовых шпангоутов ставится один жесткий шпангоут-переборка (см. фиг. 187).

Такая рамная конструкция шпангоута, будучи сама по себе очень простой, особенно выгодна, так как из-за отсутствия диагональных стержней (фиг. 188) все внутреннее пространство лодки свободно. Это позволяет максимально использовать всю кубатуру лодки, что особенно затруднительно при всякой другой конструкции шпангоута. Как показывают сечения на фиг. 188, стержни состоят из сдвоенных и склепанных между собой угольников. Сечение стержней шпангоутов хорошо видно на фиг. 185, 3.

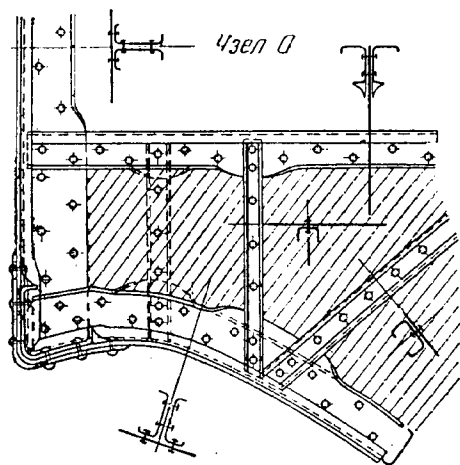
Флор представляет собой тонкостенную балку, состоящую из двух поясов, связанных между собой швеллерами небольших сечений (фиг. 188,



Фиг. 188. Типовой шпангоут лодки Rohrbach.

1—1). В центральном сечении стоит швеллер более сильного типа, от верхнего конца которого отходит две диагонали, также швеллерообразного сечения. Таким образом наиболее сильно нагруженная часть флора, расположенная над туннелем, хорошо поддержана с одной стороны бортовыми стойками, а с другой — диагональными стержнями. Кроме того, надтуннельная часть флора подкреплена еще рядом вертикальных профилей. Подробная конструкция заделки шпангоута показана на фиг. 189. Этот узел интересен тем, что здесь проходит нижний скуловой стрингер.

Набор лодки из открытых профилей представляет большие удобства (фиг. 189). Вся клепка необычайно доступна, ее легко осмотреть и сменить любую заклепку. Вертикальные стойки шпангоутов проходят



Фиг. 189. Набор лодки из открытых профилей.

до самого низа, причем в области флора и донного профиля. Вертикальные стерженьки, усиливающие мембрану флора, ставятся по обе стороны шпангоута. Это делается для того, чтобы разбортовка затяжки флора и донного профиля была возможно короче. Самое неприятное для клепки место — угол шпангоута, где сходятся пять слоев металла.

Эта конструкция шпангоута применяется чаще всего на крупных гидросамолетах. Если же самолет имеет сравнительно небольшой вес, то можно внести весьма существенное упрощение. Упрощение в основном сводится к тому, что все попарно соединенные профили заменяются ординарными. Таким образом вертикаль-

ная стойка шпангоута будет состоять из одного только угольника, точно так же как и затяжки флора и донный профиль.

Затяжка и донный профиль располагаются с одной стороны мембраны флора, а стойка — с другой. Это вносит большое упрощение в конструкцию, так как можно обойтись без разборонок, и весь набор шпангоута составит из стандартных профилей. Правда, профиль в этом случае придется усилить, но все же один усиленный профиль будет легче, чем два неусиленных, да, кроме того, исчезнет большое количество заклепок, соединяющих профили между собой.

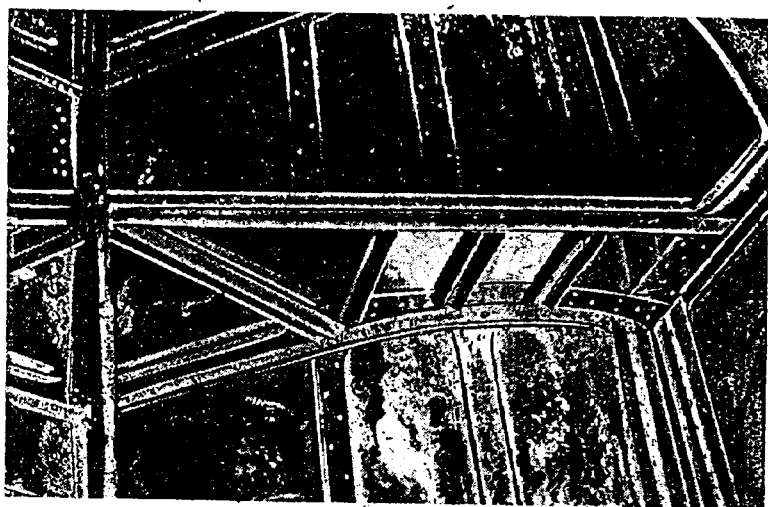
Толщина профилей $\Delta = 1,0—1,5$ мм. Толщина мембраны $\approx 0,8$ мм. Диаметр заклепок 3—4 мм. Шаг заклепок, объединяющих профили, и вообще во всей конструкции шпангоута обычно принимается $t = 40—50$ мм, так как все швы его должны быть только прочные, но не плотные. Исключение составляет шпангоут переборки, где требуются швы плотные.

Переходим к конструкции продольного набора. В самом углу шпангоута все стержни снабжены подсечкой примерно на глубину $\approx 1,5$ мм.

В это углубление вкладывается угольник с отбортованными краями. Образуя внутренний скуловой стрингер лодки, угольник, оставаясь неразрезанным, проходит по всей длине лодки, соединяя между собой все шпангоуты (фиг. 190 и 191).

При подходе к шпангоуту бортики этого стрингера разбортовываются, и весь профиль укладывается в гнездо подсечки так, чтобы избежать выступов при переходе с профилей шпангоута на продольный скуловой угольник. Толщина этого угольника $\Delta \approx 1,0-1,5$ мм — в зависимости от размеров гидросамолета, сечение от $G = 15 \times 55 \times 55 \times 15$ до $G = 15 \times 70 \times 70 \times 15$ мм.

Меньше 55×55 брать размер боковых стенок не следует, так как иначе плохо размещаются два ряда заклепок. На шпангоуты и скуловые



Фиг. 190. Флор шпангоута лодки Rohrbach

профили накладываются листы обшивки и проклепываются (см. фиг. 189). Наконец, снаружи накладывается мощный угольник (который у „Roma“ имеет сечение $100 \times 100 \times 4$ мм) и приклепывается вместе с обшивкой. Конструкция верхних скуловых стрингеров аналогична. Конструкция среднего килевого стрингера очень похожа на конструкцию скуловых стрингеров (фиг. 191).

Таким образом образуется пять продольных стержней, а именно: два нижних скуловых, два верхних скуловых и донный. Такое расположение шпангоутов и стрингеров позволяет обходиться без дополнительного продольного набора.

Примерно таких же принципов придерживается и французская фирма Lioré et Olivier в своих монопланых лодках „L-80“, „Н-24“, „Н-27“ и „Н-242“. Поправки и изменения, внесенные в конструкцию Rohrbach, не существенны и сводятся к некоторому изменению обводов лодки

(закругление днища по диаметральной плоскости вместо острого ножа у лодки Rohrbach и т. п.).

Необходимо отметить, что внешняя компоновка самолета (фиг. 192) фирмой Lioré et Olivier во многом заимствована у Rohrbach.

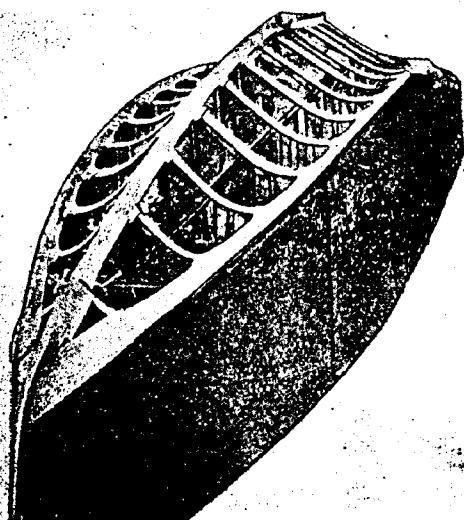
Конструкцию лодки, очень близкую к конструкции Rohrbach, имеют небольшие гидросамолеты английской фирмы Saunders „Cutty Sark“ и „Saro-Cloud“ (фиг. 193).

У лодки „Cutty Sark“ интересно конструктивное решение развала днища при подходе к скуле. Чтобы струи, вырывающиеся из-под лодки во время разбега, направить вниз (фиг. 193 б), скуловому стрингеру приданы ступенчатые формы (несколько развернутый Z-образный профиль). Решение очень простое и с производственной и с конструктивной точек зрения.

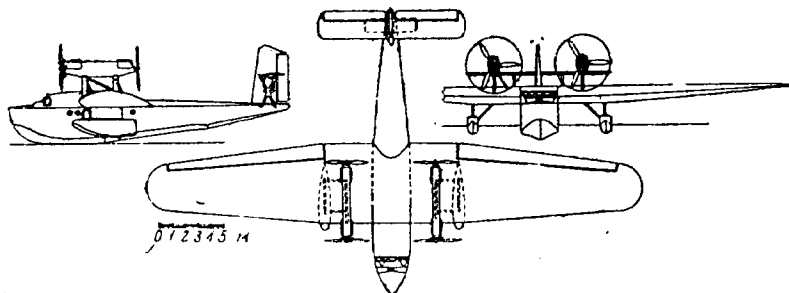
Лодки типа Dornier (фиг. 194), несмотря на наличие продольного набора,

правильнее будет отнести к лодкам с преобладанием поперечного набора. Можно также считать, что этот тип является отчасти переходным к лодкам с продольным набором.

Шпангоуты лодок Dornier обычно расставлены очень редко. Расстояние между ними в среднем около 800 мм. Борт сверху и снизу



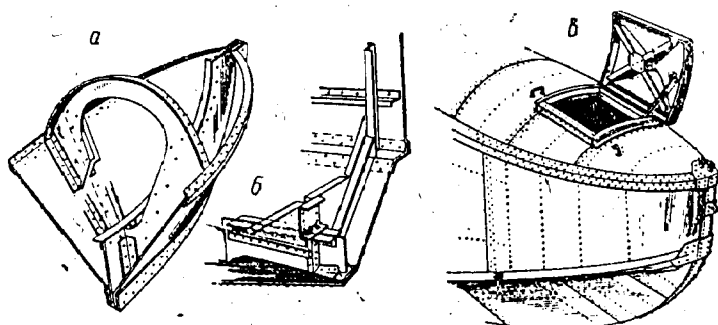
Фиг. 191. Rohrbach. Лодка на стапеле.



Фиг. 192. Lioré et Olivier „H-27“.

окаймлен угольниками *a* и *в*. Эти угольники не двойные, как в конструкции Rohrbach, а обычные и расположены поверх обшивки. Сечение их тоже невелико — в среднем $35 \times 35 \times 2$ мм. В плоскости бортов от шпангоута к шпангоуту идут диагонально расположенные стержни.

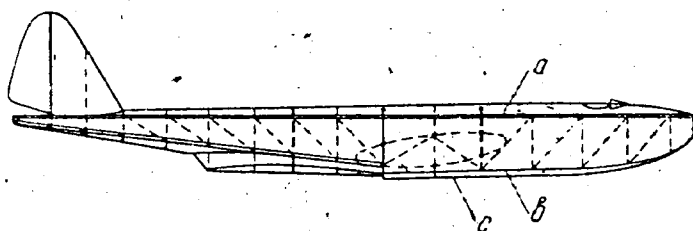
Таким образом весь борт представляет собой очень прочную раскосную ферму, способную воспринимать изгибающие моменты. Иными словами, основными продольными элементами набора являются борта, как и в конструкции Rohrbach. Только у Rohrbach обшивка принимает активное участие в работе набора, воспринимая растягивающие напряжения, возникающие во время изгиба, а у Dornier — все воспринимает



Фиг. 193. Конструкция лодки Saunders „Cutty Sark“.

на себя ферма, обшивка же является дополнительным элементом. Так как обшивка слабо введена в работу, то, несмотря на довольно большие размеры лодки, толщина обшивки бортов и палубы не превышает 1,0 мм.

В конструкции поперечного набора лодки Dornier „Wal“ (фиг. 195) применен также ферменный принцип, все стержни — составного трубчатого и корытного типа, которые после обшивки становятся закрытыми. Это — основной недостаток набора. Внутренние полости стержней созер-



Фиг. 194. Dornier „Wal“. Лодка.

шенно недоступны для осмотра и создают самые подходящие условия для коррозии. Часто во время небольшого ремонта (смена помятого или пробитого листа обшивки) обнаруживается при вскрытии, что из-за коррозии необходимо заменить половину лодки.

На фиг. 195 рядом со шпангоутом, показано сечение обшивки лодки и наружный продольный набор. Такая конструкция продольного набора обеспечивает необходимую жесткость обшивке днища. Опыт работы в Арктике показал, что эта необычайно жесткая и прочная конструкция шпангоутов и днища позволяет производить посадку на снег и даже на лед

Вывод, который можно сделать из рассмотрения этих конструкций следующий: конструкция Dornier необычайно прочна, жестка, обеспечивает сохранность лодки в условиях самой тяжелой эксплуатации, но зато с точки зрения предохранения от коррозии она неудовлетворительна. Конструкции, аналогичные Dornier, т. е. с закрытыми профилями, применяются для небольших самолетов, так как в этом случае внимание конструктора привлечено необычайной простотой конструкции. Шпангоут такого типа маленькой учебной лодки „МУ-2“ изображен на фиг. 197.

Лодки с преобладанием продольного набора применяются большинством гидросамолетных фирм. Конструкция их характеризуется тем, что в работу полностью вводятся все сечения лодки.

Сечения у этого типа лодок обыкновенно имеют криволинейные плавно закругленные очертания. Достаточно взглянуть на очертания лодок Short, Blackburn, Latécoère, Supermarine, Bleriot, Sikorsky, Hall, Martin, Consolidated и т. п., чтобы убедиться в этом. Лодка работает на изгиб целиком, как пустотелая балка.

Шпангоуты расставлены редко. В центральной, наиболее нагруженной части лодки расстояние между шпангоутами $l = 500—600$ мм. К носу и корме расстояние увеличивается, достигая 800—1000 мм (лодка Hall „Х2-РН“). Число же продольных стрингеров увеличивается. В противоположность деревянным лодкам продольного набора, у которых имеются главные скуловые стрингеры и промежуточные вспомогательные, металлические лодки продольного набора обычно имеют равноценные стрингеры за очень немногим исключением. Сама конструкция стрингеров и способы их включения в общую систему набора лодки различны.

Иногда главный киль (или кили) и стрингеры тянутся неразрезанными через всю длину лодки, шпангоуты же перерезаются или в них делаются прорезы и отверстия для пропуска стрингеров. В этом случае шпангоуты делаются легкого типа и их назначение заключается, главным образом, в том, чтобы сохранять форму поперечного сечения лодки.

Другие системы сводятся к тому, что некоторые элементы продольных связей делаются неразрезными (киль, скуловые стрингеры). Другие же стрингеры являются неразрезными только в пределах между двумя усиленными шпангоутами, в местах соприкосновения с которыми они разрезаются. Эти шпангоуты делаются сильного типа, так как они являются и переборками. Остальные же шпангоуты подобны шпангоутам первой системы. Иногда стрингерам, как например в системе Short, придается только местное значение и они перерезаются у каждого шпангоута.

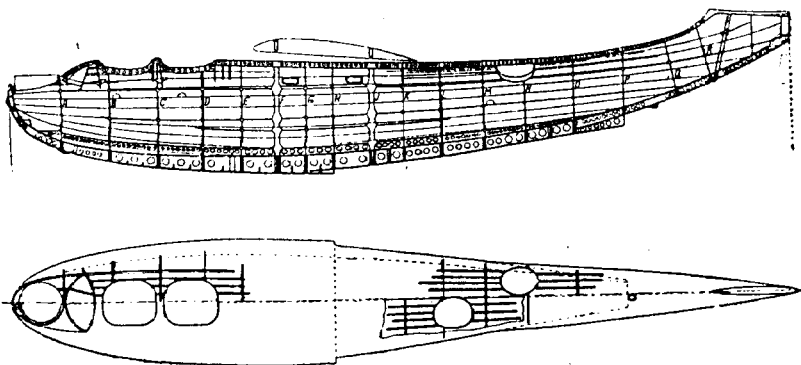
Между каждой из двух рядом лежащих систем трудно провести резкую границу.

Обычно в общей схеме переплетаются все вышеуказанные способы, т. е. имеются и неразрезные элементы, и частично перерезанные и имеющие только местный характер.

Система продольного набора наиболее ярко выражена в конструкциях английских гидросамолетов, где она и была впервые применена. По этому же пути пошли и американские конструкторы, создавшие

образцы прекрасных конструкций в своих последних лодках: Sikorsky „S-42“ и „Martin-130“.

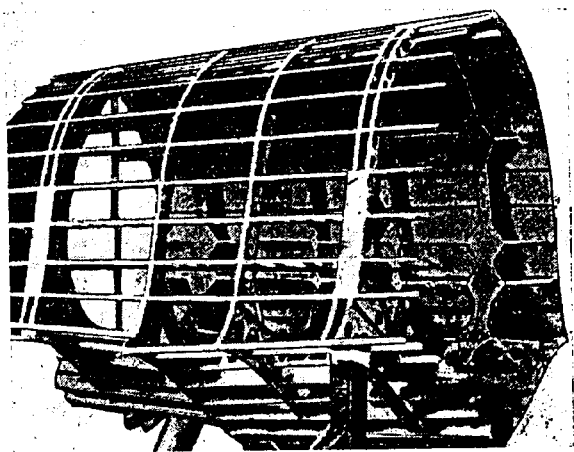
Во Франции также стали делать лодки, главным образом, с продольным набором Breguet „Bizerte“ по лицензии Short, Latécoère и др.



Фиг. 198. Лодка Supermarine „Southampton“. Продольный разрез.

Только в Германии почти исключительно применяют систему поперечного набора.

Характерным типом лодок с продольным набором среди английских гидросамолетов является лодка Supermarine „Southampton“. Полетный



Фиг. 199. Supermarine „Southampton“. Отсек лодки.

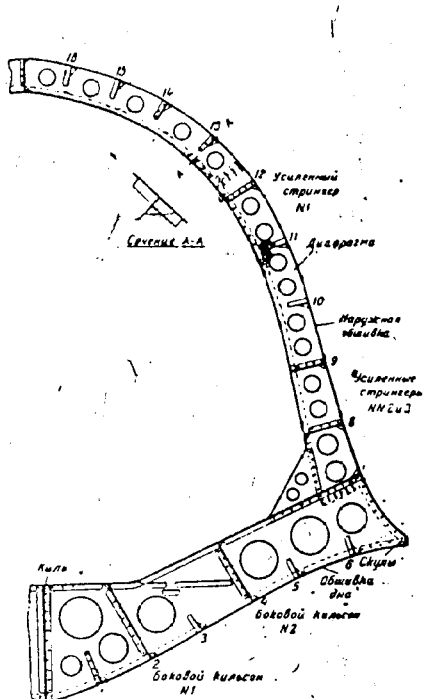
вес этого гидросамолета 6600 кг, длина лодки — около 14,5 м. Общий вид самолета дан в приложении I, фиг. 43. Продольный разрез и общая схема конструкции лодки даны на фиг 198 и 199.

Как видно из чертежа и фотографии, лодка имеет мягко изогнутые формы по длине и округленные очертания в поперечных сечениях.

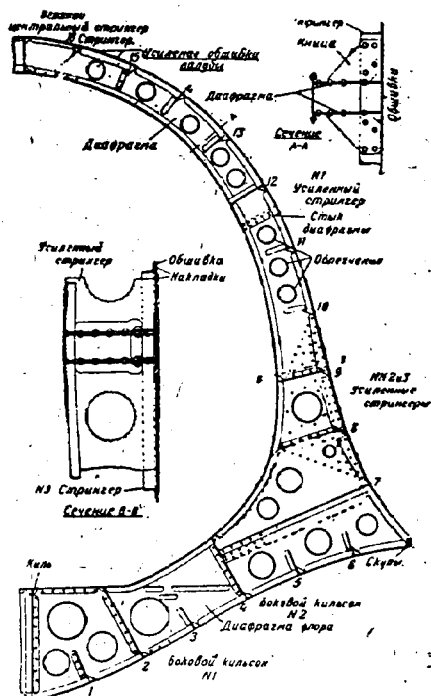
Шпангоуты расставлены очень редко. Наименьшие расстояния между ними $l=500$ мм приходятся на район редана. По направлению к носу и корме расстояния увеличиваются, достигая $l \approx 700-800$ мм.

Стрингеры расположены очень часто и идут почти на равных расстояниях через всю лодку, слегка изгибаясь и следуя очертаниям всего корпуса.

Расстояния между стрингерами в среднем $l \approx 200$ мм. Посередине по диаметральной плоскости лодки помещается главная килевая балка, а по сторонам — два дополнительных кильсона. Между кильсонами по днищу, бортам и палубе тянется целый ряд стрингеров угольного или



Фиг. 200. Supermarine „Southampton“. Простой шпангоут.



Фиг. 201. Supermarine „Southampton“. Узловой шпангоут.

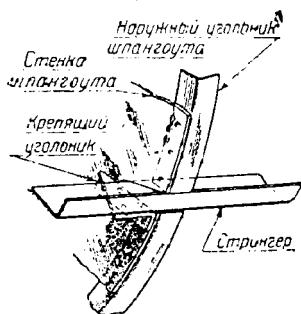
Z-образного сечения с отверстиями облегчения, имеющими отбортованные края.

Основной киль и кильсоны сделаны составными в виде плоских балок, состоящих из вертикального листа с наклепанными поясами из угольников. При этом угольники не имеют таких отбортовок, как в наборе Rohrbach. Вертикальные же листы киля и кильсонов снабжены отбортованными отверстиями. Киль имеет сравнительно небольшую высоту.

Отличительной особенностью этой лодки является отсутствие водонепроницаемых переборок. Обычно в этом случае делают у шпангоутов высокие флоры (фиг. 200 и 201), дыры которых расположены так, что

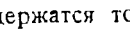
вода, попавшая в лодку, имеет полную свободу перемещения. Таким образом непотопляемость этой лодки не обеспечена.

Конструкция простого шпангоута (фиг. 200) выполнен в виде рамы, состоящей из плоского листа, выкроенного по форме поперечного сечения лодки, окаймленной с наружной и внутренней сторон прикрепленными угольниками. Сечение шпангоута имеет сложный составной Z-образный профиль.



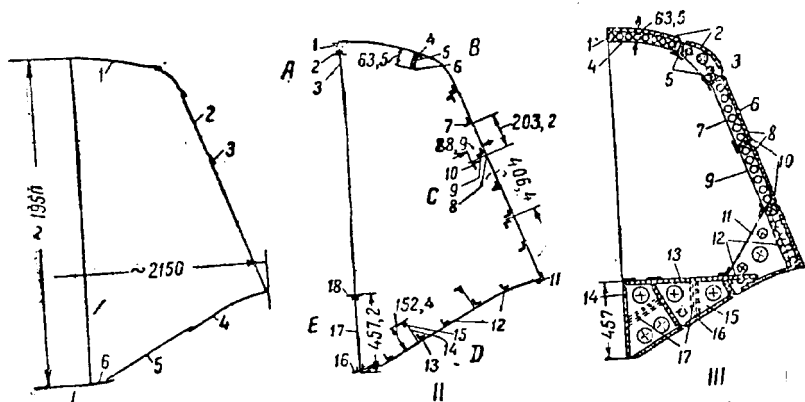
Фиг. 202. Деталь соединения стрингера.

Усиленные стрингеры, идущие по бортам и по палубе, имеют ту же высоту профиля, что и сам шпангоут; промежуточные стрингеры в виде простых угольников — значительно меньшей высоты. Угольниковые стрингеры — неразрезные и тянутся через всю лодку, как и центральная килевая балка.



Фиг. 202. Деталь соединения стрингера.

Соединение шпангоута со стрингером показано на фиг. 202.



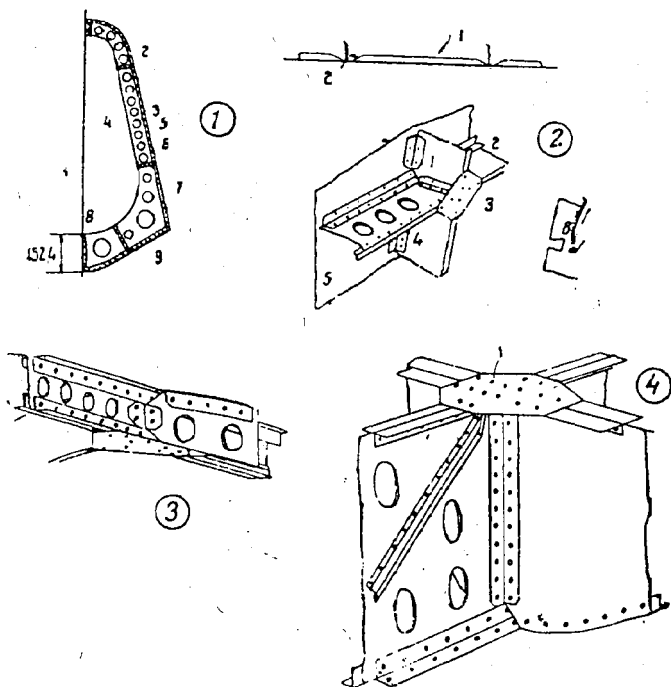
Фиг. 203. Сечения корпуса английской лодки.

Узловой шпангоут этой лодки (фиг. 201) выполнен в виде пустотелой коробки, но принципиально немногим отличается от нормального шпангоута.

Стрингеры усиленного типа, имеющие высоту, одинаковую с высотой шпангоута, встречаются своими угольниками с угольниками, окаймляющими внутренний шпангоут. В этом месте перерезается угольник стрин-

гера, а целостность соединения восстанавливается помощью книц (см. фиг. 198 и 199).

Лодка самолета Supermarine „Southampton“ была одной из первых металлических лодок Англии. Обводы ее были приспособлены к особенностям дерева как строительного материала, и в дальнейшем переход на металл был совершен путем замены деревянных деталей металлическими. Таким же путем перешли и на металлические конструкции крыльев, пока не создался особый металлический стиль. Этим объясняются многие неудачные места конструкции. Основные характерные решения были найдены вначале и в дальнейшем подвергались лишь усовер-



Фиг. 204. Детали соединений шпангоута английской лодки.

шенствованию, но общий стиль конструкции был сохранен. Это хорошо видно из описания одной из английских лодок (фиг. 203), приведенного в журнале „Aeroplane“.

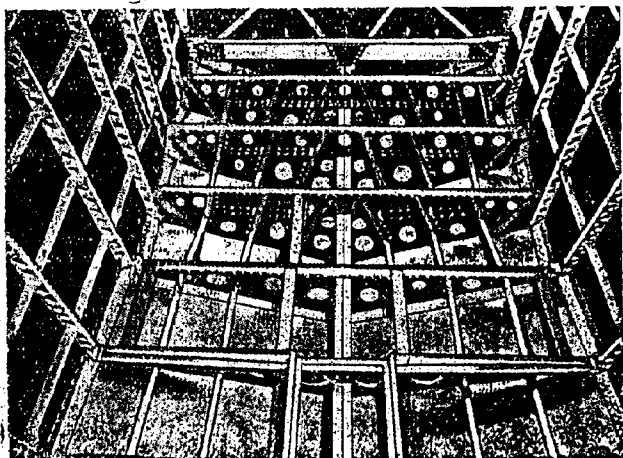
По типу конструкции лодка сильно напоминает Supermarine „Southampton“, но обводы корпуса резко отличаются от последней и сильно напоминают обводы лодок „Nile“, „Sydney“, „Perth“ и „Iris“ фирмы Blackburn. Фиг. 203, I дает размещение стыков и общую схему обшивки; фиг. 203, II и III дают полное представление о конструкции продольного и поперечного набора. Так же как и в лодке „Southampton“, имеется главная килевая балка около 450 мм высоты, состоящая из центрального листа толщиной 1,60 мм и четырех угольников $19 \times 9 \times 1,60$ мм. По бокам расположено по два кильсона, в промежутках 1 — вспомогательные уголь-

ные стрингеры. Центратый киль и вспомогательные стрингеры, неразрезные кильсоны и усиленные бортовые и палубные стрингеры выполнены так же, как и в лодке „Southampton“, т. е. угольники, прилегающие к обшивке лодки, сделаны неразрезными, а внутренние угольники разрезаются у каждого шпангоута. Разрез компенсируется кницами.

Наиболее характерные места конструкции показаны на фиг. 204:

1. Один из задних шпангоутов, конструкция которого мало отличается от описанных выше.

2. Типовое пересечение шпангоута с усиленным стрингером, где ясно видно, как пропускается угольник стрингера через вырез шпангоута, и кница, компенсирующая разрез внутреннего угольника стрингера.



Фиг. 205. Douglas „Dolphin“. Шпангоуты.

гера. Стенки (листы) шпангоута и стрингеры соединяются помощью угольников.

3. Пересечение шпангоута с главным палубным стрингером, причем здесь видно, что шпангоут в верхней точке тоже разрезается совершенно, палубный же стрингер проходит через всю лодку, так же как и киль, неразрезным.

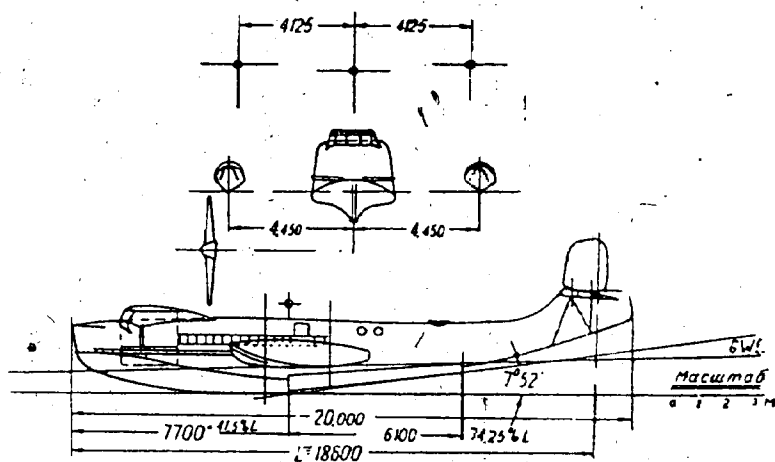
4. Соединения главной килевой балки со шпангоутом. У килевой балки шпангоут, как и сверху, перерезается так, что шпангоут состоит из двух симметричных отдельных половин. Связывающим элементом и верхней затяжки флора является кница, соединяющая обе половины флора и верхний пояс кия. Таким же связывающим элементом внизу является сама обшивка днища, играющая роль книц. Стенки кия и флора соединяются угольниками.

Конструкцию, весьма близкую к вышеописанной, имеет американская лодка Douglas „Dolphin“ (фиг. 205).

Лодки Blackburn („Iris“, „Nile“, „Sydney“, „Perth“) отличаются необычайно большой килеватостью днища в носовой части лодки, что

делает лодку очень мореходной. Но, с другой стороны, чтобы не потерять хороших гидропланнх свойств, лодке придана очень большая ширина $B = 3,00$ м. Весь комплекс пловучих устройств самолета „Nile“, т. е. лодка и поплавки поперечной отстойчивости и их взаимное расположение, изображен на фиг. 206.

Кроме того, характерный внешний вид этой лодки показан на фиг. 92, где изображен родственный по типу гидросамолет „Sydney“. Все сечения лодки в области бортов и палубы имеют округленные очертания. Сечения же лодки за вторым реданом имеют овальные очертания. В носовой части лодки вдоль всего борта тянется стержень — „причальный брус“. Назначение его — предохранять борта лодки от удара шлюпки или катера при подходе его к борту самолета.

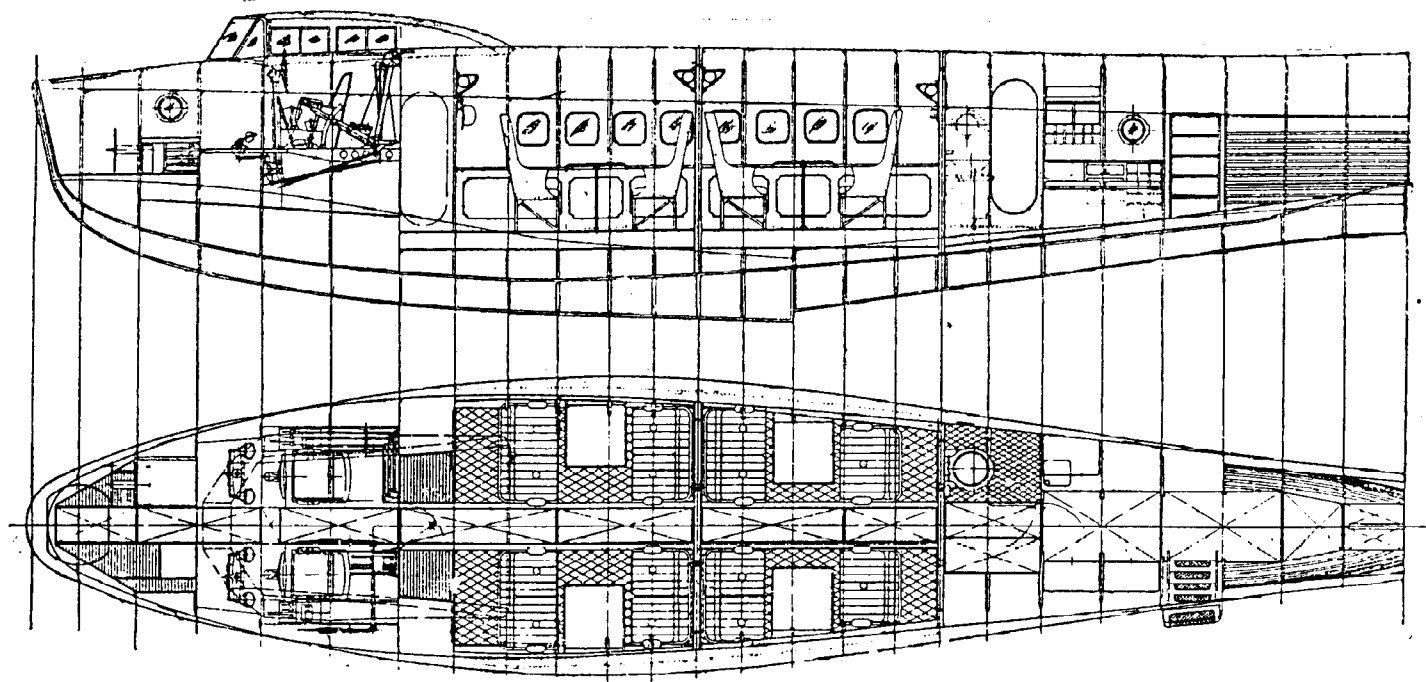


Фиг. 206. Blackburn „Nile“. Общий вид.

Кроме того, брус служит средством сообщения экипажа вдоль самолета, имеет ширину около 100 мм и по нем во время плавания на воде можно свободно ходить, держась за поручни, поставленные на борту с каждой стороны. Так же как и в лодке „Southampton“, задняя часть корпуса, плавно изгибаясь, переходит в воздушный киль. Во всех лодках фирмы Blackburn т. е. всего самолета расположен непосредственно над реданом.

Схема набора лодки „Nile“ имеет очень много общих черт с двумя вышеописанными английскими лодками. Шпангоуты расставлены довольно редко — в районе переднего редана расстояния между шпангоутами $l = 450$ мм; к носу эти расстояния увеличиваются, достигая значения $l \approx 600-700$ мм. Точно так же расстояния растут и по направлению к заднему редану, достигая значения $l \approx 650$ мм. Общий разрез корпуса лодки и внутреннего оборудования дан на фиг. 207.

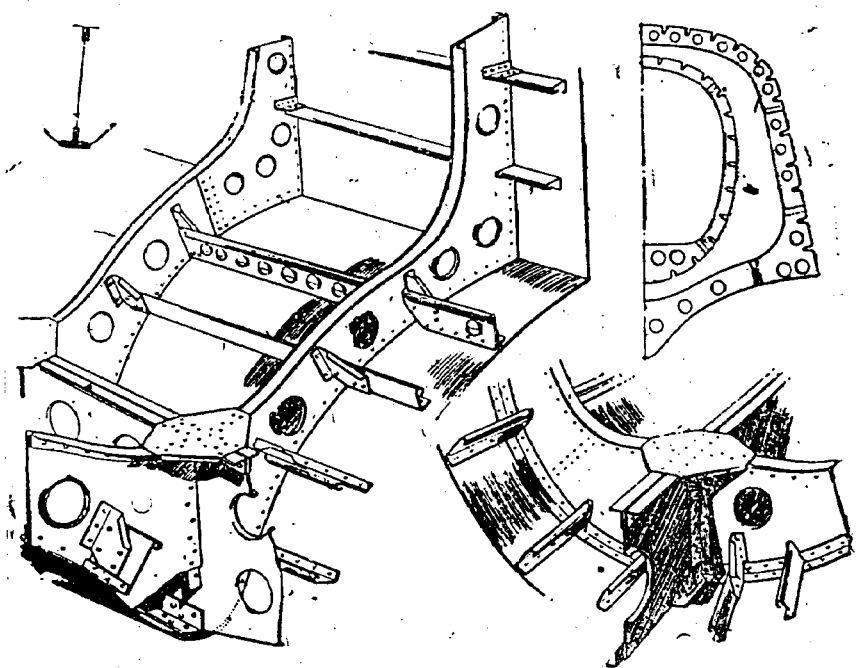
Через всю лодку, как обычно в английских конструкциях, тянется очень высокая центральная килевая балка. Средняя высота ее $h \approx 350$ —



Фиг. 207. Blackburn „Nile“. Продольный разрез лодки.

400 мм. В носовой части киль переходит в форштевень. Килевая балка состоит из вертикального листа с отбортованными дырами и поясами, из двух угольников каждый. Нижний пояс поверх обшивки усилен еще одной толстой накладной в виде полосы, идущей снаружи по центральной линии днища лодки. Это сечение ясно видно на фиг. 208.

Конструкция и сечения шпангоутов несколько проще, чем у „Southampton“, хотя во многом повторяют их. Два стрингера на днище лодки имеют несколько большую высоту, чем остальные. Все же другие стержни выполнены в виде стандартного неразрезного профиля (см. фиг. 186),



Фиг. 208. Blackburn „Nile“. Конструкция набора лодки.

проходящего через всю лодку. Высота стандартного профиля около 50 мм; толщина $\Delta \approx 1,5$ мм. При проходе через шпангоут стрингеры приклепываются к последнему помощью угольника.

Отличительной особенностью английских лодок является отсутствие внутренних скуловых стержней, характерных для конструкции лодок Rohrbach. Угольники, обрамляющие скулу, поставлены только снаружи. Ширина их обычно невелика и достигает значений $b \approx 35$ мм, так как на них помещаются всегда два ряда заклепок.

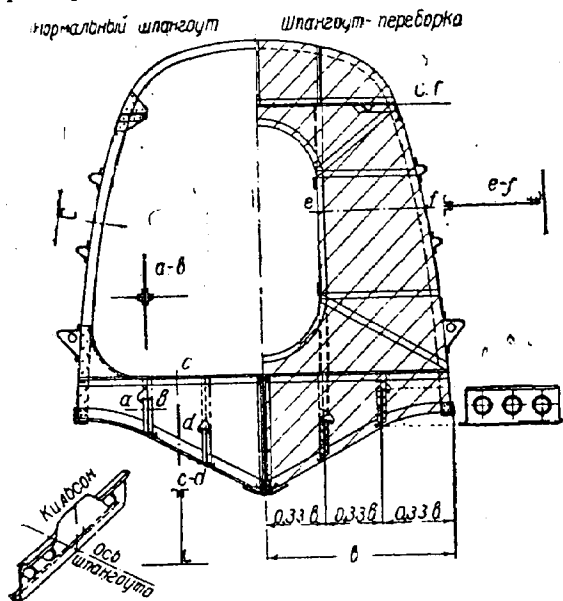
Особенностью лодок Blackbird является наличие водонепроницаемых переборок и дверей. Другие английские фирмы вопрос непотопляемости решают путем применения высоких флор. За исключением двух бортовых коробчатых шпангоутов все шпангоуты-ординары и представляют собой Z-образный профиль, составленный из кромок и листа. В английских конструкциях преобладающее значение имеют открытые профили, уменьшающие возможность появления коррозии.

Приведенные выше конструкции набора аналогичны конструкции корабельных корпусов так называемого швервудского типа. Этот тип характеризуется наличием килевых балок, кильсонов и неразрезных стрингеров в соединении с высокими флорами шпангоутов.

Рассмотрим еще несколько лодок этого типа.

Первая лодка интересна тем, что в ней применен характерный английский набор (фиг. 209), т. е. неразрезная килевая балка, неразрезные кильсоны, высокие флоры шпангоутов в соединении с типичными рорбаховскими профилями. Кильсоны представляют собой балочки Z-образного профиля с отбортованными отверстиями.

Килевая балка нормальной конструкции состоит из листа и четырех уголков. Обводы шпангоутов сделаны из ординарных профилей, так же как



Фиг. 209. Конструкция шпангоута лодки продольного набора.

и донный профиль флора. Бортовые стрингеры, для того чтобы и их сделать неразрезными, поставлены с наружной стороны лодки и им придана замкнутая форма. Самый нижний стрингер выполнен в форме причального бруса.

Наиболее интересной частью этой конструкции является место пересечения кильсонов со шпангоутом. Пересечение верхней полки Z-образного кильсона разбортовывается так, что в этом месте кильсон представляет собой высокий угольник. В шпангоуте для пропуска кильсона сделан прорез таким образом, что донный угольник флора шпангоута перерезается, так же как и часть мембраны флора. Кильсон своим плоским разбортованным участком вставляется в прорез шпангоута, и затем с помощью четырех угольников все сечение по $a-b$ на фиг. 209 соединяется намертво.

Для того чтобы пропустить нижнюю полку кильсона через флор, в нижнем угольнике флора делается подсечка. Таким образом весь скелет днища лодки представляет собой одно монолитное целое еще до обшивки днища, в то время как в английских лодках соединяют продольный и поперечный наборы лишь с помощью наружной обшивки.

Расстояние между кильсонами $\approx 0,33 \frac{B}{2}$.

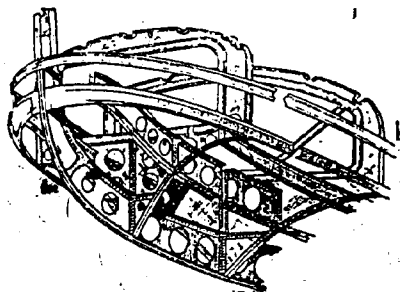
В остальном лодка ничем не отличается от обычных английских конструкций. Кроме того, в конструкции отсутствуют вспомогательные стрингеры из угольников.

Вторая лодка — „Latécoère-380“ с очень ярко выраженным набором корабельного типа (фиг. 210).

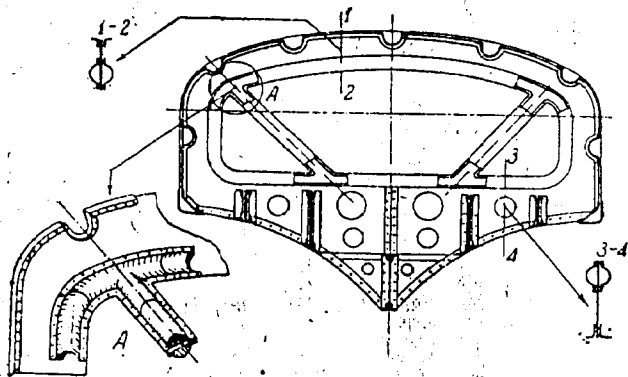
Она имеет три киля почти равной высоты: средний расположен по диаметральной плоскости лодки, а два боковых — примерно на 40%

полуширины лодки, считая от диаметрали. Кроме того, примерно на 30% от наружного борта расположено еще по одному кильсону. Такая необычно сильная система продольного набора вызвана очень большой шириной лодки, характерной для машин фирм Latécoère.

Кили нормальной конструкции из листа и четырех угольников соединяются в местах пересечения с флорами способом, описанным при рас-



Фиг. 210. Latécoère „Laté-380“. Носовая часть лодки.



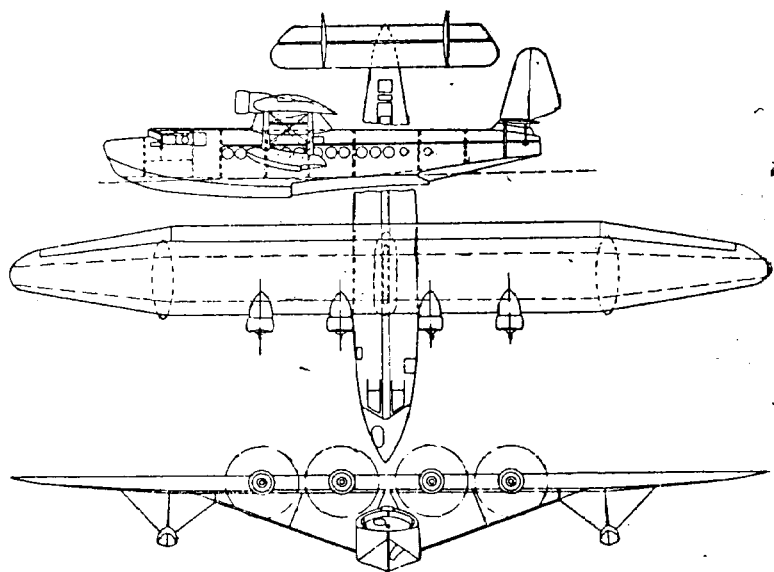
Фиг. 211. Latécoère „Laté-380“. Шпангоут.

смотрении предыдущей лодки, т. е. четырьмя вертикальными угольниками. Стенки килей облегчены за счет дыр. Кильсоны также сделаны составными из листа и угольников.

Особенный интерес представляет конструкция шпангоутов (фиг. 211) и продольного набора бортов и палубы. Благодаря резко выраженной килеватости шпангоуты обладают очень высоким флором. Все шпангоуты

расставлены очень редко и выполнены преимущественно по рамной схеме.

Внутренний обвод рамки сделан в виде клепанной круглой трубы с внутренней диафрагмой. Наружный же обвод шпангоута выполнен из угольников. Палубные и бортовые стрингеры корытообразного профиля размещены с внутренней стороны лодки. Это — еще один вариант конструкции стрингеров, показанных на фиг. 196, который нужно признать более удачным, чем конструкция Dornier, хотя лодки фирмы Latécoère развились из лодок Dornier „Wal“: они имеют также жабры и прочие детали схемы Dornier. Таким образом все эти трубчатые конструкции — это своеобразная интерпретация системы набора, изображенного на



Фиг. 212. Sikorsky „S-42“.

фиг. 195. Основная разница только в том, что лодка Latécoère сильно килевата в противоположность плоскодонной лодке Dornier „Wal“.

Сечения бимса и флора представлены на фиг. 211. Интересное по конструкции расположение раскоса и основной рамы показано на узле А.

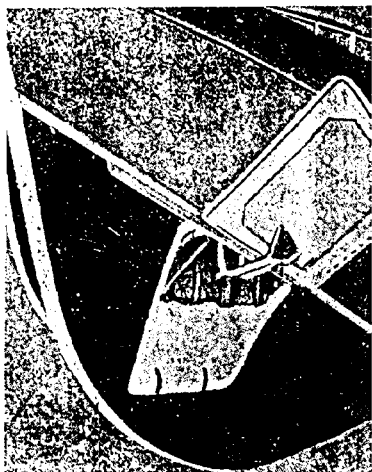
Лодка Latécoère представляется чрезмерно прочной, но в то же время и очень тяжелой. Хотя шпангоуты расставлены чрезвычайно редко, все же они в общей сумме должны быть очень тяжелыми. Конструкцию нужно признать интересной, но неудачной, тем более что в набор введено много разных профилей.

Одно из лучших достижений современной гидроавиационной техники — лодка инж. Sikorsky „S-42“ (фиг. 212). В самолете интересна трактовка самой лодки как самостоятельного законченного судна, к которому приделаны все органы, необходимые для полета. Поэтому даже оперение, которое у англичан обыкновенно органически вырастает из лодки, здесь резко отделено. Судно имеет вид большой просторной, комфор-

табельной яхты, моторного крейсера. Американцы недаром называли этот гидросамолет летающим кораблем („Flying Ship“).

Из интересных особенностей этого корабля нужно отметить форму заднего редана, который выполнен в виде выступающего назад клина. Интересно, что в первоначальном, ранее опубликованном проекте задний редан имел обычную форму прямой ступеньки. Как указано в разделе о протаске гидросамолетов, задний редан играет роль точки опоры, ограничивающей возможность бега с очень большим углом диферента. Положение заднего редана, наиболее благоприятное для данной лодки, обычно устанавливается во время протаски. И в этом случае необычные формы заднего редана вызваны, очевидно, намерением улучшить режим разбега.

Другой интересной особенностью является люк в носовой части днища лодки, в котором помещается якорь.



Фиг. 213. Sikorsky „S-42“.
Люк для якоря.



Фиг. 214. Sikorsky „S-42“.
Центральный отсек лодки.

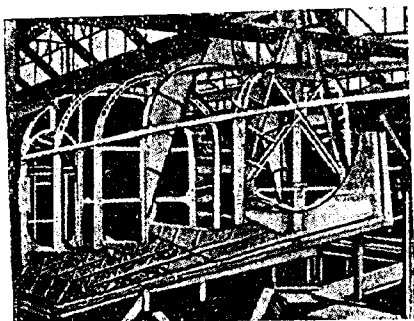
Этот люк закрывается особой крышкой (фиг. 213). Аналогичный люк имеется в носовой части. Водонепроницаемыми переборками лодка разбита на девять отсеков. Как и вообще в последних лодках Сикорского, обращает внимание необычно большой запас пловучести $K \approx 500\%$ (новая лодка „S-43“ имеет запас пловучести $K \approx 600\%$).

В остальном конструкция внутренних частей лодки мало уклоняется от описанных выше образцов, у которых продольный набор преобладает. Шпангоуты расположены на расстояниях $l \approx 550—700$ мм. Посреди лодки проходит центральная килевая балка, состоящая, как обычно, из вертикального листа и четырех поясных угольников. Высота балки — около 700 мм. Балка неразрезная и тянется через всю лодку — от форштевня до ахтерштевня. Стрингеры, расположенные по днищу, частично разрезаны; они тянутся в виде неразрезных балочек лишь от переборки до переборки. На переборках промежуточные стрингеры разрезаются, что видно из фиг. 214 (центральный отсек лодки с узловым шпангоутом) и фиг. 216.

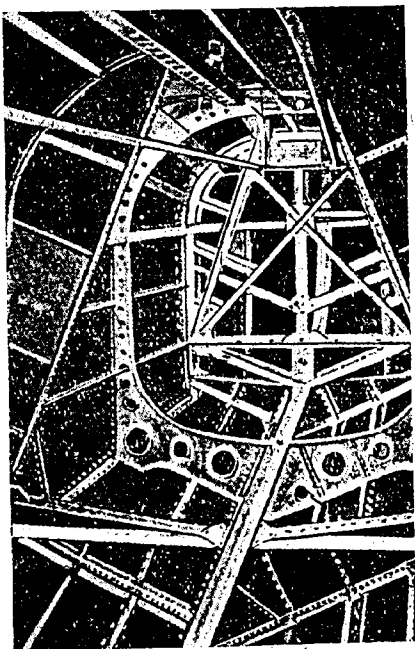
Шпангоуты (кроме переборок) не доходят до днища лодки. Обшивка

приклепывается только к продольным стрингерам. Шпангоуты опираются на скуловые угольники и на килевую балку, стрингеры же опираются на шпангоуты. Для пропуска стрингеров шпангоуты имеют специальную конструкцию флор (фиг. 216). Стрингеры поставлены так, что находятся в плоскости, перпендикулярной поверхности днища, т. е. наклонены по отношению к вертикали. Поэтому и угольники, прикрепленные к мембранам флор, для ужесточения их в местах, где проходят стрингеры, также наклонены к вертикали.

Стрингеры представляют собой простые Z-образные профили, стенки которых облегчены отверстиями. Шпангоуты сделаны из открытых профилей (фиг. 215). Флоры шпангоутов — двутаврового сечения, состоят из вертикального листа, окаймленного угольниками. Бортовые стрингеры сделаны из легкого углового профиля и прорезают вертикальную стойку шпангоутов. Там, где



Фиг. 215. Sikorsky „S-42“.
Шпангоуты хвостовой части лодки.



Фиг. 216. Sikorsky „S-42“.
Хвостовая часть лодки (изнутри).

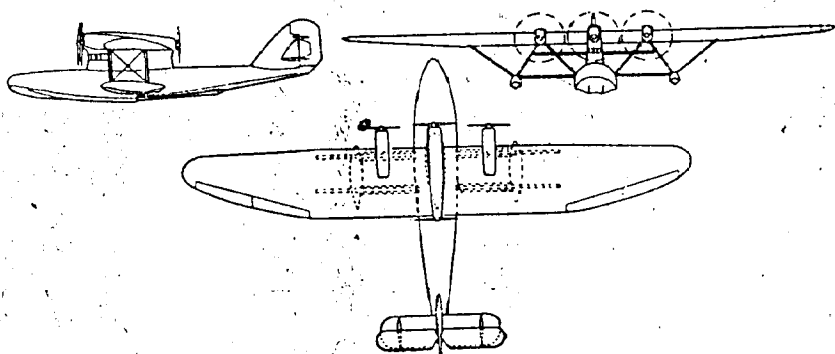
кончается плоский вертикальный борт [и] начинается закругленная палуба, проходит усиленный стрингер.

Наружная обшивка лодки крепится на потайных заклепках так, что борт очень гладок. Этим много выигрывается в скорости, так как головки заклепок, выступающие наружу, увеличивают сопротивление. Поэтому уже давно в гоночных машинах ставили заклепки с потайными головками, а в настоящее время их начинают широко применять и в обычном самолетостроении.

Ниже приведены конструкции лодок Bleriot „B-5190“ и „Martin-130“. Все эти лодки примерно одного и того же веса ~ 20 т и одного и того же назначения (почтовая служба в южной части Атлантического океана между Европой и Америкой). Поэтому весьма интересно проследить, какими путями идет мысль конструктора при решении одной и той же задачи.

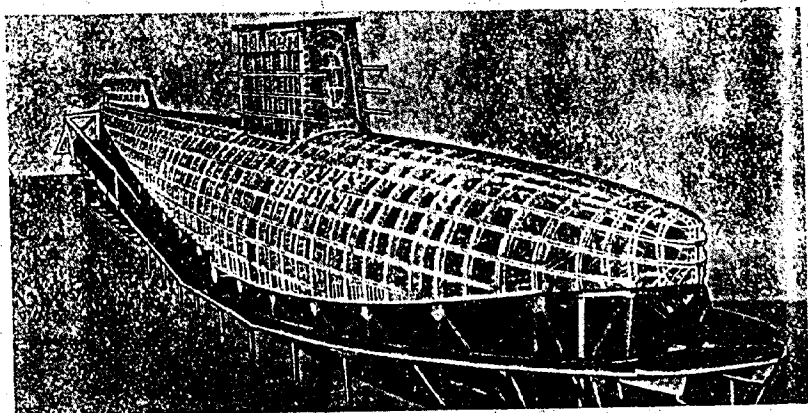
Рассмотрим конструкцию лодки Bleriot-5190 (фиг. 217). Общий вес самолета 22 000 кг. Схема несколько напоминает лодку Сикорского „S-42“.

Конструкция этой лодки чрезвычайно своеобразна. Общее впечатление — необычайная прочность и перетяжеленность конструкции набора,



Фиг. 217. Bleriot B-5190.

так же как и в лодке Latécoère. Но если лодка Latécoère была проста по конструкции, то лодка Bleriot „B-5190“ необычайно сложна. В этом наборе имеются четыре-пять различных по конструкции шпангоутов и два типа стрингеров (фиг. 218, 219, 220).

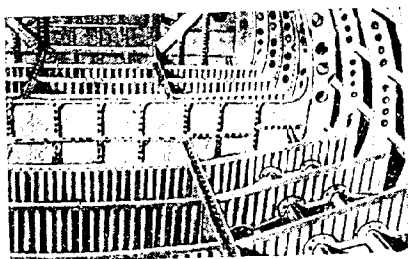


Фиг. 218. Bleriot B-5190. Лодка без обшивки.

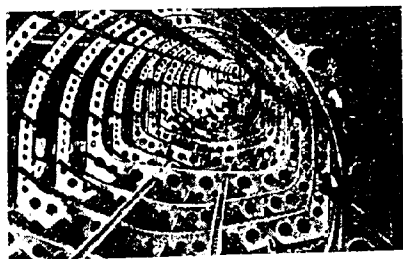
Лодка имеет две главных килевых балки. Такое положение вызвано своеобразными обводами лодки: сильно килеватой в носовой части, переходящей в форму салазок в центральной. Это, конечно, — отражение образования реданной части лодки Dornier. Вызвано это желанием сохранить способность хорошо гидропланировать при достаточно высоких

мореходных качествах. Таким образом, кроме двух главных килевых балок, лодка имеет девять промежуточных стрингеров. Центральный несколько усиленный стрингер тянется через всю лодку от форштевня до ахтерштевня (фиг. 221).

Стрингер имеет коробчатое сечение, двойные вертикальные стенки, облегченные отверстиями. На фиг. 221 показаны носовые и кормовые шпангоуты и конструкция заднего редана.



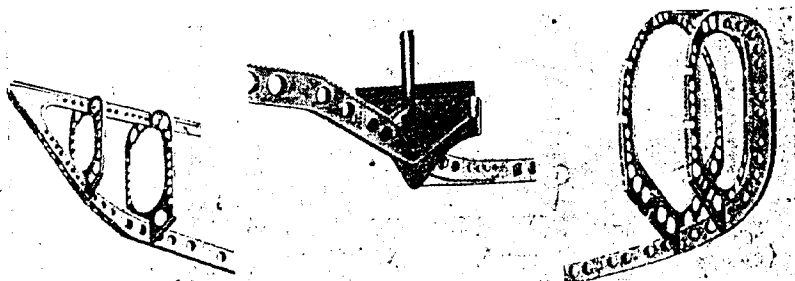
Фиг. 219. Bleriot B-5190. Внутренность лодки в центральной части.



Фиг. 220. Bleriot B-5190. Внутренность лодки в хвостовой части.

Главные килевые балки состоят из вертикально расположенного гофрированного листа, окаймленного четырьмя угольниками. Угольники образуют пояса, а гофр — стенку. Пояса неразрезные. Гофр перерезается у каждого шпангоута и соединяется специальными угольниками (фиг. 222).

Гофрированные балки образуют донные скулы там, где днище имеет перегибы. Все остальные стрингеры, как на днище, так и на бортах



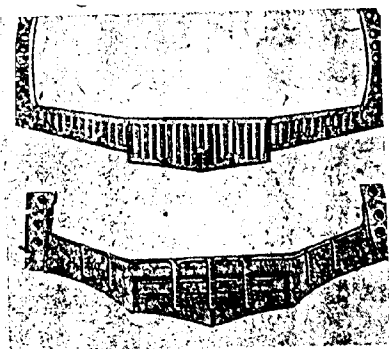
Фиг. 221. Bleriot B-5190. Центральный килевой стрингер лодки.

и на палубе, кроме усиленного, имеют одинаковую конструкцию. Это — обыкновенные корытообразные профили, в стенке которых сделаны прорезы для осмотра профиля во избежание появления коррозии.

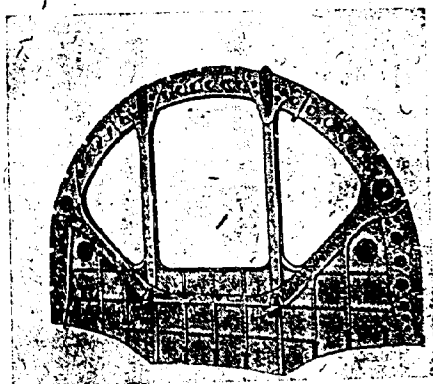
Шпангоуты, как уже было сказано выше, бывают нескольких типов. Носовые и кормовые легкие шпангоуты выполнены в виде рам из листа, окаймленного угольниками.

Шпангоуты средней части корпуса все коробчатого сечения, составленного из двух стенок, к которым обшивка крепится помощью угольников, и замыкающего профиля с внутренней стороны лодки. Все стенки

и профили сильно облегчены отверстиями. Флор облегченных шпангоутов состоит из простого листа, контур которого сделан из угольников. В донной части имеются прорезы для пропуска стрингеров.



Фиг. 222. Bleriot B-5190. Нормальные и усиленные шпангоуты лодки.



Фиг. 223. Bleriot B-5190. Узловой шпангоут.

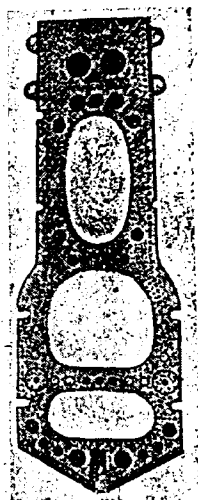
Усиленный шпангоут в верхней части — коробчатого сечения. Флор состоит из вертикально расположенного гофра, законченного наверху П-образным профилем, а на нижней части, где к нему прикрепляется обшивка, он ограничен угольниками. На фиг. 223 показан узловой шпангоут этой лодки, а на фиг. 224 — шпангоут, несущий на себе стабилизатор.

Сложность лодки ни в какой мере не оправдывается получаемыми результатами, потому что она очень тяжела.

Рассмотрим лодки, принципы конструирования которых не сходны с корабельными. Эти лодки по типам своего набора — продольного и поперечного — ни в коей мере не напоминают корабли. Если их можно с чем-либо сравнить, то скорее с конструкциями подводных лодок. Таким образом понемногу начинает проявляться тенденция создания специальных конструкций, удовлетворяющих разноречивым требованиям, предъявленным к лодкам гидросамолетов (высокая мореходность, связанная с высокой аэродинамичностью форм; усилия, возникающие при нормальном плавании, и усилия при посадке на волну, которых не знает обычное судно, и т. д.), которые должны быть связаны с получением возможно малого веса.

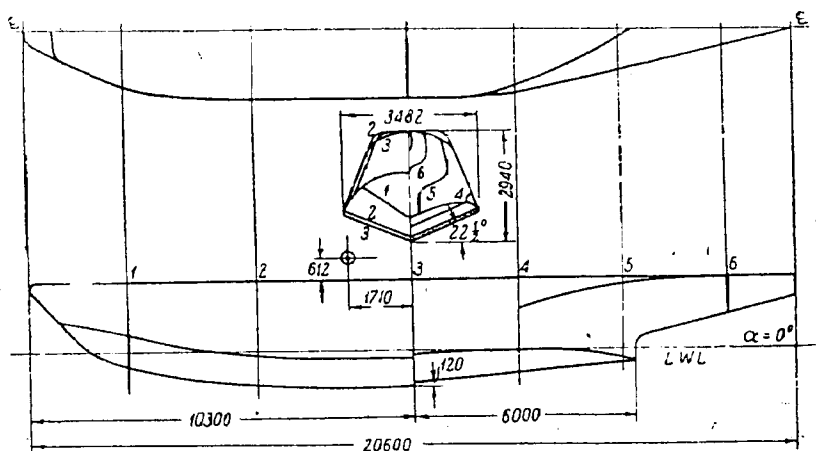
Эта конструкции за исключением Short принадлежит гидросамолетам, выпущенным за последние годы.

Первая лодка (фиг. 225), которую мы рассмотрим, принадлежит фирме Hall Aluminium Aircraft Corporation и спроектирована для боль-



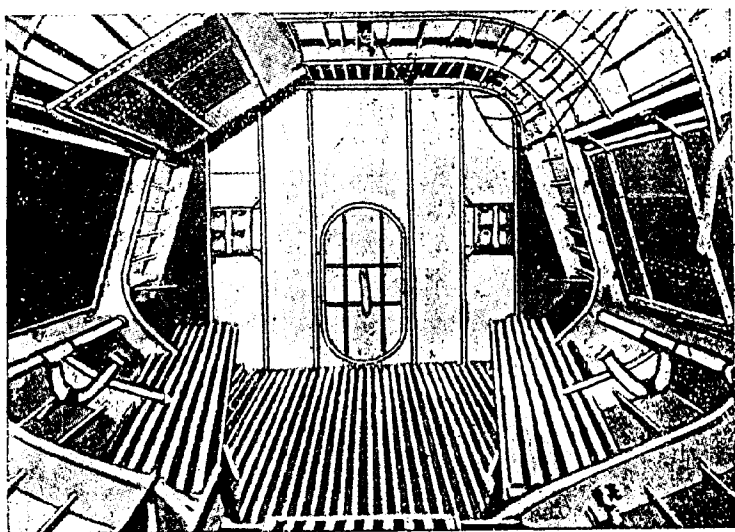
Фиг. 224. Bleriot B-5190. Узловой шпангоут кормовой части лодки.

шого патрульного гидросамолета открытого моря „Х2РН“ весом около 20 000 т. Самолет представляет собой большой биплан нормальной



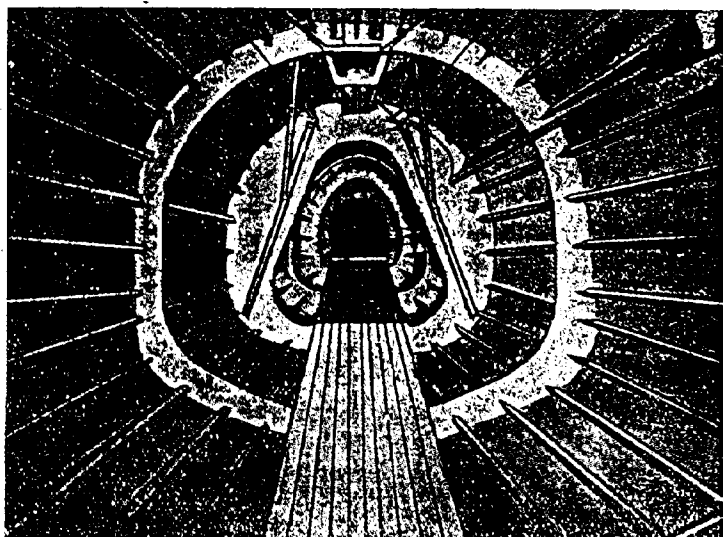
Фиг. 225. Hall „Х2РН-1“. Схема лодки.

одностоечной схемы с четырьмя моторами, расположенными в два тандема. Самолет вышел на испытания во второй половине 1934 г. Боль-

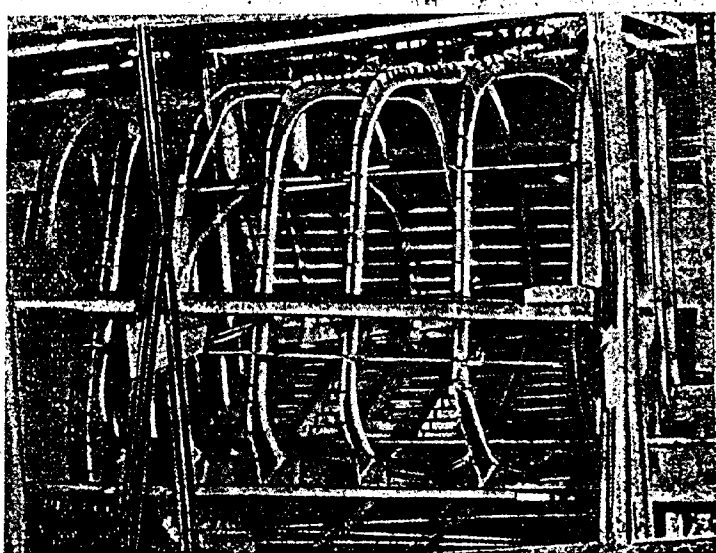


Фиг. 226. Hall „Х2РН-1“. Внутренность лодки непосредственно за первым реданом.

шой интерес представляет его лодка, тщательно испытанная в новом канале Америки Langley Field.

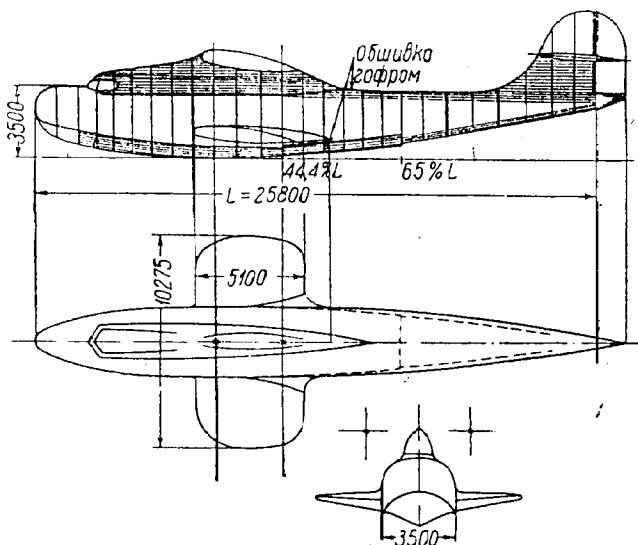


Фиг. 227. Hall „X2PH-1“.



Фиг. 228. Hall „X2PH-1“. Конструкция средней части лодки.

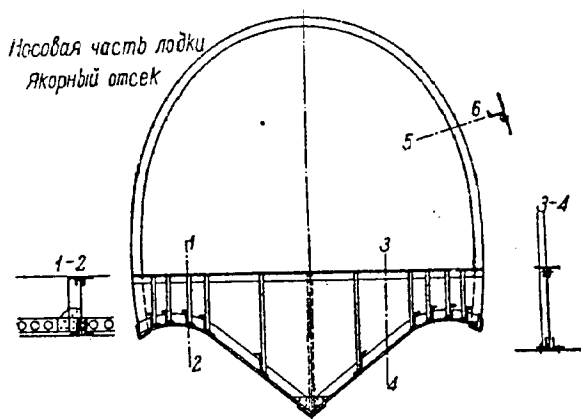
Максимальное гидродинамическое качество этой лодки при выходе на редан (критическая точка) составляет 5,0, что нужно считать весьма



Фиг. 229. „Glenn Martin-130“. Общий вид лодки.

высоким достижением. Это явилось следствием очень большого числа протасок с днищем самой различной формы.

Конструкция этой лодки имеет ряд очень интересных конструктивных подробностей, как например, внутренняя часть корпуса в от-



Фиг. 230. „Glenn Martin-130“. Якорный отсек лодки.

секе, следующая непосредственно за главным реданом (фиг. 226), затем непосредственно за вторым реданом, выполненным, как видно из общих обводов, в виде редана водоизмещения (фиг. 227). Характерную особенность этой лодки составляет наличие очень большого числа продольных стрингеров и относительно малого числа шпангоутов.

Отсек, изображенный на фиг. 228, опровергает вышеизложенные положения, но это только потому, что этот отсек является центральным; кроме того, необходимо учесть очень большие размеры корпуса. По мере удаления от центрального отсека к носу

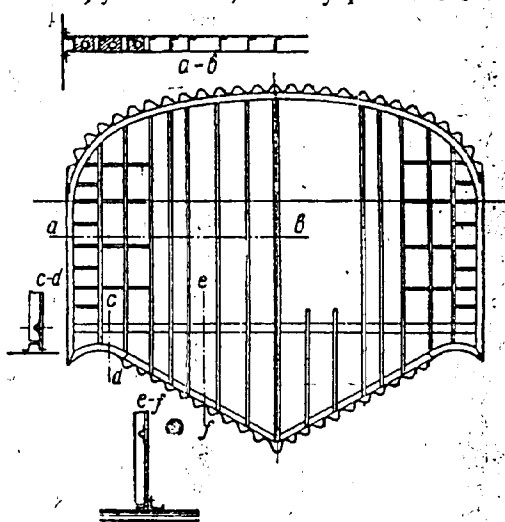
или корме расстояние между шпангоутами значительно возрастает (фиг. 227). Характерное сечение шпангоута (см. фиг. 186,б) показывает контур лодки, вырезанный из плоского листа и окаймленный с наружной стороны (со стороны обшивки) угольником, а с внутренней стороны — замкнутым трубообразным профилем. В общем получается очень прочный устойчивый профиль углобультбового сечения. Стрингеры сделаны из прокатанного углобультбового профиля.

Деление стрингеров на главные и вспомогательные отсутствует, потому что все стрингеры равнозначны. Расстояние между стрингерами по днищу у киля ≈ 100 мм и ≈ 150 мм у скул, на бортах и на палубе ≈ 150 мм и только на тех местах палубы, по которым ходят, расстояние равно 100 мм.

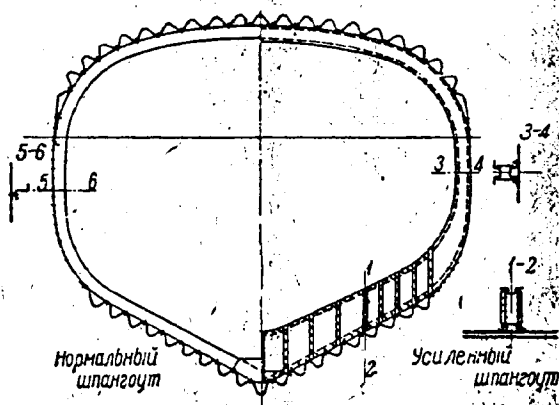
Посредине лодки тянется небольшая балочка, состоящая из вертикального листа, подкрепленного $\square$ -образными профилями, играющая роль килевой балки. Верхний пояс этой балки сделан из трубчатого профиля $\varnothing \sim 60$ мм. Это — уже почти чистый монокок, отличающий конструкцию от типично морских приемов конструирования. Вся клепка выполнена плотай способом образования чашечек.

Заслуживает внимания конструкция люков, расположенных симметрично по обоим бортам и имеющих очень большие размеры, которые сильно ослабляют сечение лодки. Для компенсации выреза поставлены местные стрингеры несколько большего профиля. Интересна конструкция затвора люка. Конструкция всего корпуса необычайно проста.

Одним из последних достижений американской авиации вместе с гидросамолетом Сикорского „S-42“, перегнавшим лучшие образцы англий-



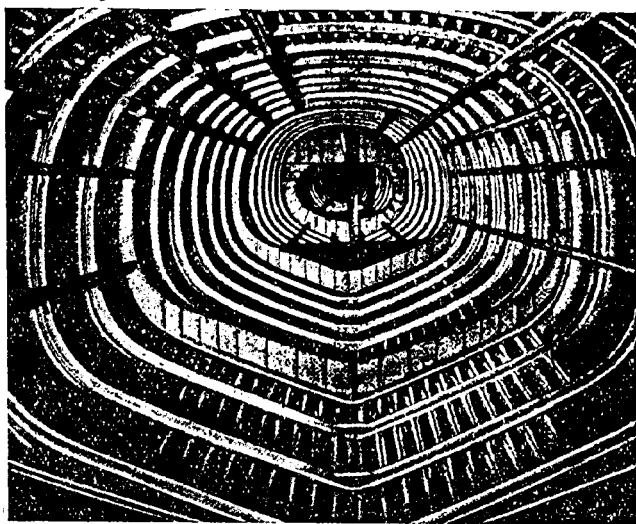
Фиг. 231. „Glenn Martin-130“. Шпангоут-переборка центральной части лодки.



Фиг. 232. „Glenn Martin-130“. Шпангоут хвостовой части лодки.

ской гидроавиации, является лодка „Glenn Martin-130“ (фиг. 229), спроектированная под те же технические условия, как и лодка „S-42“. Высокие летные качества этих лодок приведены в статистических таблицах. Лодка при весе 23 000 кг и весовой отдаче 54,85%, что составляет рекордную цифру для самолета, построенного не для достижения рекорда, а для дальних рейсов, имеет скорость $V_{\max} \approx 290$ км/час и крейсерскую при 60% мощности — $V_{кр} \approx 262$ км/час.

Высокая весовая отдача получена за счет новых приемов, примененных при проектировании этой лодки. Основные линии, так же как и в лодке Hall, приближают ее к фюзеляжам типа монокок: иными словами, все сечения корпуса имеют мягкий закругленный характер, не дающий резких переходов. Это, конечно, снижает общий C_x лодки.



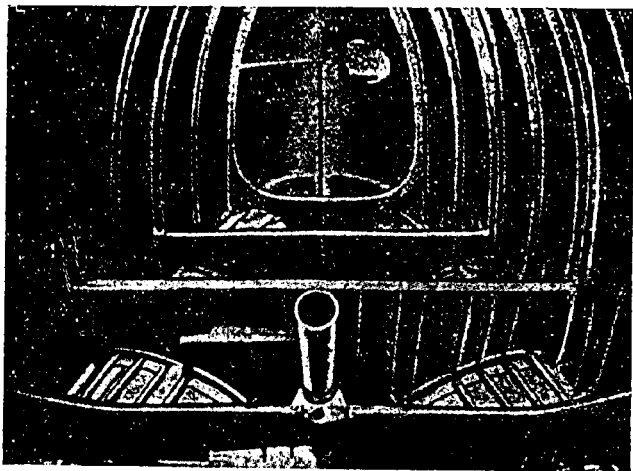
Фиг. 233. „Glenn Martin-130“. Внутренний вид задней части лодки.

Интересной деталью лодки являются штуммеля (жабры), которые в данном случае американцы называют „sea-wing“, т. е. морские крылья. По очертаниям они сильно отличаются от грубых очертаний жабр Dornier и имеют полное основание именоваться крыльями.

Детали конструкции показаны на фиг. 230, 231, 232.

Носовые шпангоуты (якорный отсек) (фиг. 230 и 234) просты и обычны. Продольные стрингеры, показанные в сечении, разрезные и тянутся от шпангоута к шпангоуту. Принцип их соединения показан на сечении 1—2, фиг. 230. Интересно, что туннель по днищу доведен до самого форштевня лодки. Все профили открытые. Якорный носовой отсек тянется всего на протяжении нескольких шпангоутов, очень короток и не характерен для конструкции лодки. Приведен он исключительно для контраста с остальной конструкцией.

На фиг. 231 изображен шпангоут-переборка центральной части корпуса. Здесь очень интересна форма поперечного сечения — сильно килеватая лодка, имеющая небольшие, но очень глубокие туннели у скул. Обвод всего шпангоута в туннельной части дна выполнен из корытного профиля, который доходит только до прямолинейной части. Там, где кончается туннель, корытный профиль заменяется двумя угольниками, что хорошо видно из сечения $c-d$ и $e-f$. Переборки закрыты плоским листом металла. Интересен способ усиления жесткости переборки: вся поверхность шпангоута через очень малые промежутки перекрыта открытыми Z-образными профилями, что приближает эту конструкцию к системе Rohrbach.



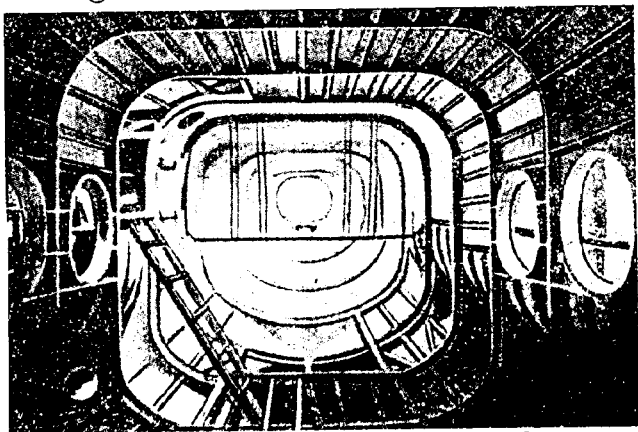
Фиг. 234. „Glenn Martin-130“. Внутренний вид носовой части лодки.

Два типа шпангоута хвостовой части даны на фиг. 232: левая часть рисунка изображает конструкцию нормального легкого шпангоута, правая — усиленного. Как ясно видно, очертания лодки в задней части весьма сходны с очертаниями фюзеляжа типа монокок, т. е. лодка в хвостовой части представляет собой трубу, имеющую коническое образование. Простые шпангоуты представляют собой кольца из Z-образного профиля, выгнутого по форме сечения. Усиленный шпангоут (1—2 и 3—4, фиг. 232) состоит из двух колец корытного профиля, соединенных двумя стенками из плоского материала, усиленного в донной части.

Продольный набор лодки „Martin-130“ в тех формах, которые даны в выше рассмотренных конструкциях, отсутствует. Отдельные элементы продольного набора, о которых упоминалось при рассмотрении носовой части лодки, являются случайными и располагаются только в районе первых двух шпангоутов — по общему виду лодки (фиг. 229). Glenn Martin удалось избежать необходимости применения продольного набора

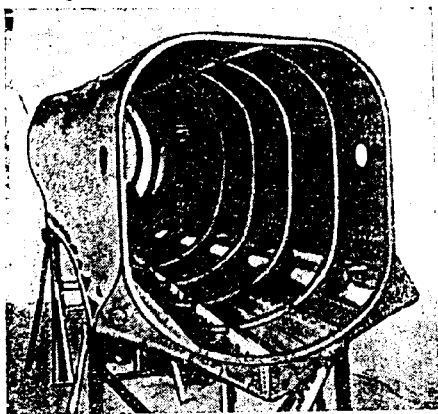
благодаря лишь особому способу обшивки лодки, примененному в гидроавиации впервые.

Junkers, применявший в своих поплавах гофрированную обшивку, не использовал все ее свойства так, как Glenn Martin. Из фиг. 230 и



Фиг. 235. Short „Calcutta“. Внутренний вид лодки (нос).

231 видно, что борта лодки обшиты плоским листовым дюралем. Дно же лодки и палуба в местах, указанных на фиг. 229, обшиты гофрированным дюралем.



Фиг. 236. Short „Calcutta“. Хвостовой отсек.

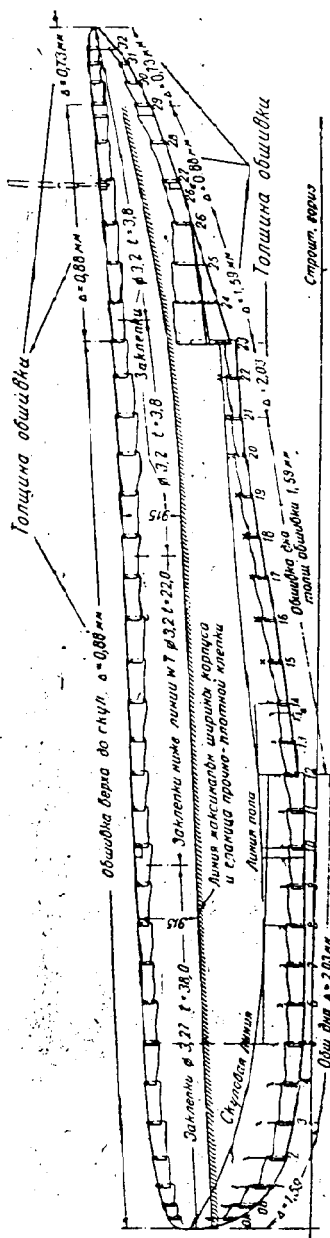
$K = 54,65\%$. Фиг. 233 и 234 дают представление о внутреннем виде лодки „Martin-130“.

Далее даются конструктивные элементы лодок фирмы Short, конструкция которых не является новой и значительно отличается от обычных.

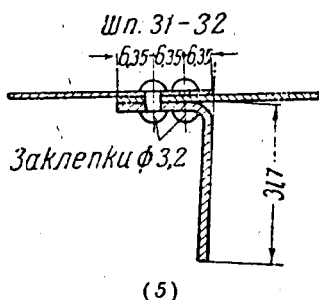
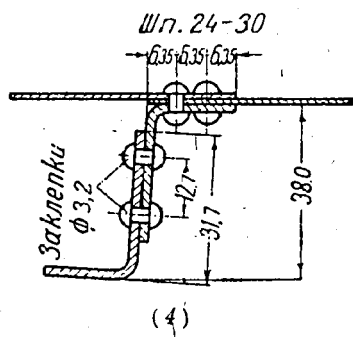
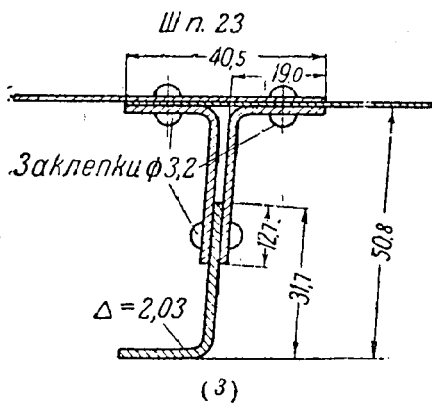
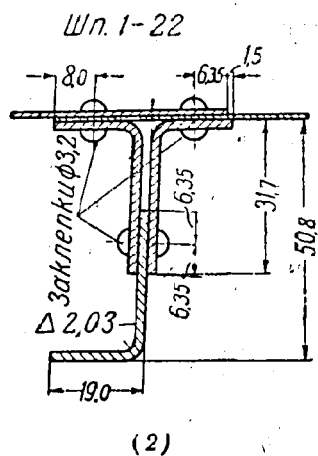
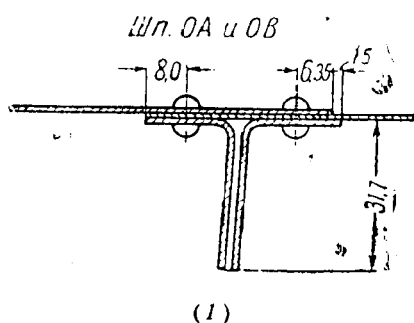
Шпангоуты лодки (фиг. 235, 236) выполнены в виде колец из угольников. Стрингеры, расставленные очень часто, разрезаны, тянутся только от шпангоута до шпангоута. Неразрезным элементом продольного набора является только центральная килевая балка нормального двутаврового сечения. Расстояния между шпангоутами почти равномерны по всей длине лодки и колеблются между 600—650 мм в среднем. Лодка имеет округленные очертания в носовой части и совершенно круглый хвост. В районе носовой части и главного редана лодка в донной части несколько расширяется, что является обычным для ряда английских лодок.

Интересен метод обшивки, принятый этой фирмой. Листы обшивки располагаются не вдоль корпуса, как обычно принято, а поперек. Лодка, таким образом, как дождевой кольчатый червь, состоит из отдельных сечений — цилиндрических или конических, смотря по расположению барабанов, из которых один вставляется в другой. Это позволяет производить сборку и клепку лодок по частям (см. фиг. 236). Затем отдельные склепанные части могут быть собраны в одно целое.

Размеры этого стандартного угольника следующие: $h = 31,7 \text{ мм}$ ($1\frac{1}{4}$), $b = 19,0 \text{ мм}$ ($\frac{3}{4}$ "), толщина $\Delta = 2,03 \text{ мм}$ ($14G$). Обозначения в скобках ($14G$, $16G$, $18G$ и т. д.) соответствуют обозначениям толщин материала по ка-



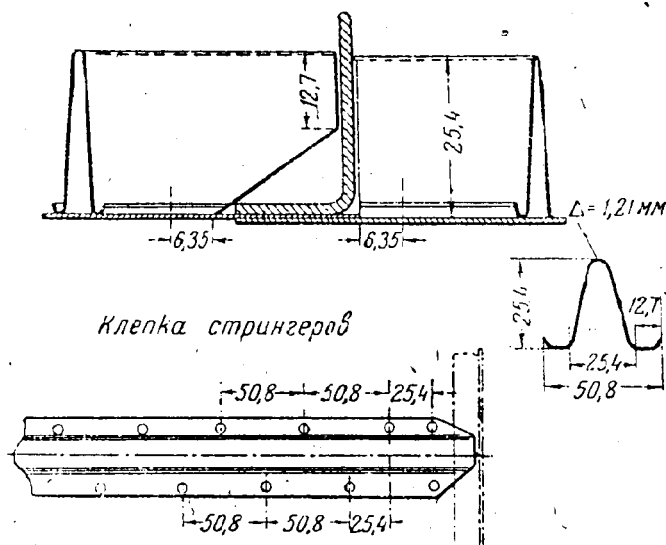
Фиг. 237. „Short, Calcutta“. Продольный разрез.



Фиг. 238. Short „Calcutta“.
Сечения шпангоутов лодки.

либру SWG (см. далее „Об обшивке лодок“). Флоры шпангоутов сделаны из плоских листов, окаймленных угольниками. Толщина листа флора колеблется от 1,21 (18G) до 1,59 мм (16G). Продольные стрингеры V-образного типа перерезаются на каждом шпангоуте.

Сечение стандартного стрингера в месте его соединения со шпангоутом дано на фиг. 239. Конструкция лодки Short несколько напоминает лодку Hall. В обеих конструкциях имеются кольцевые шпангоуты, довольно редко расставленные, и часто расположенные стрингеры. Разница только в том, что в лодке Short разрезаются стрингеры и сохраняются целыми шпангоуты, а в лодке Hall, наоборот: режутся шпангоуты, а стрингеры неразрезные.



Фиг. 239. Short „Calcutta“. Соединение стрингера и шпангоута.

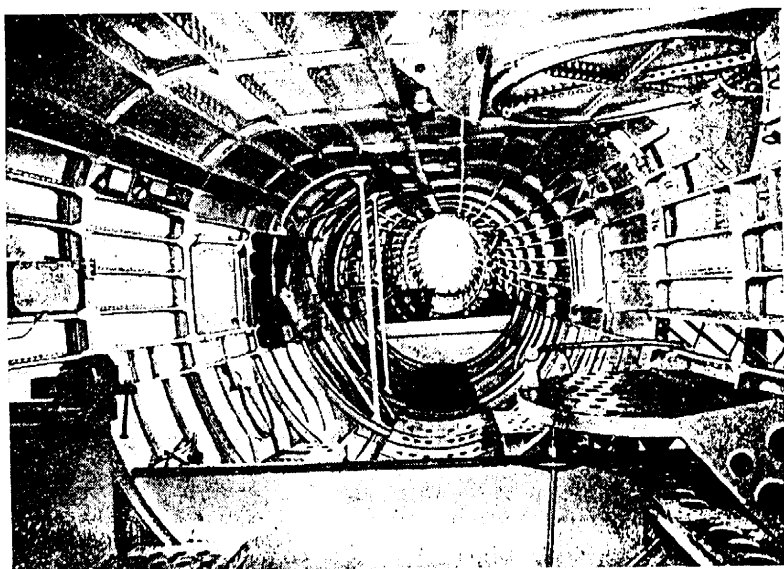
Французская фирма Breguet выстроила ряд гидросамолетов по лицензии, купленной у бр. Short. Это — крупные лодки типа Short „Calcutta“, Breguet „Bizerte“ и „Saigon“.

Внутренняя конструкция лодки „Bizerte“, весьма сходная с лодкой Short „Calcutta“, претерпела ряд изменений в деталях (фиг. 240, 241). Сечение шпангоутов такое же, как у Short. Изменена конструкция продольных стрингеров, которым придано Z-образное сечение. Высоко поднятые флоры некоторых шпангоутов заменяют собой водонепроницаемые переборки. Общее представление о лодке Breguet „Bizerte“ дают фиг. 242 и 243.

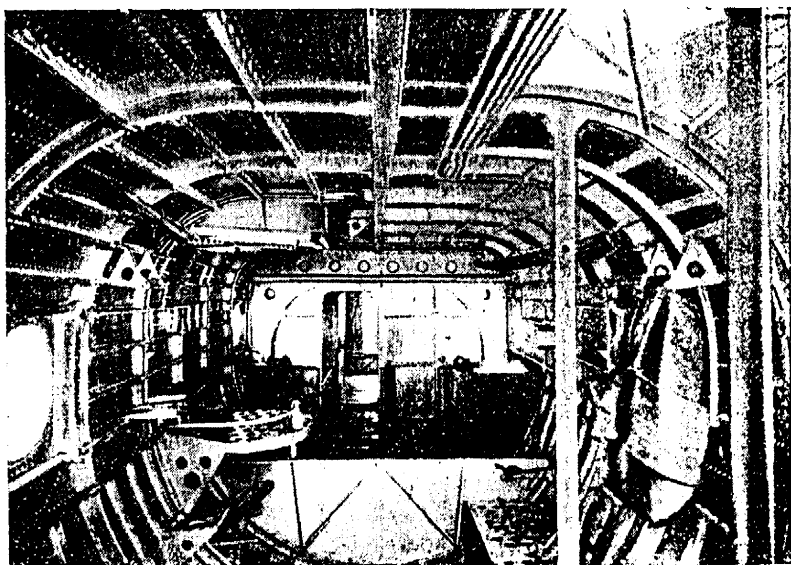
3. КОНСТРУКЦИЯ ПОПЛАВКОВ

Самолетные поплавки повторяют конструкции, применяемые при проектировании лодок.

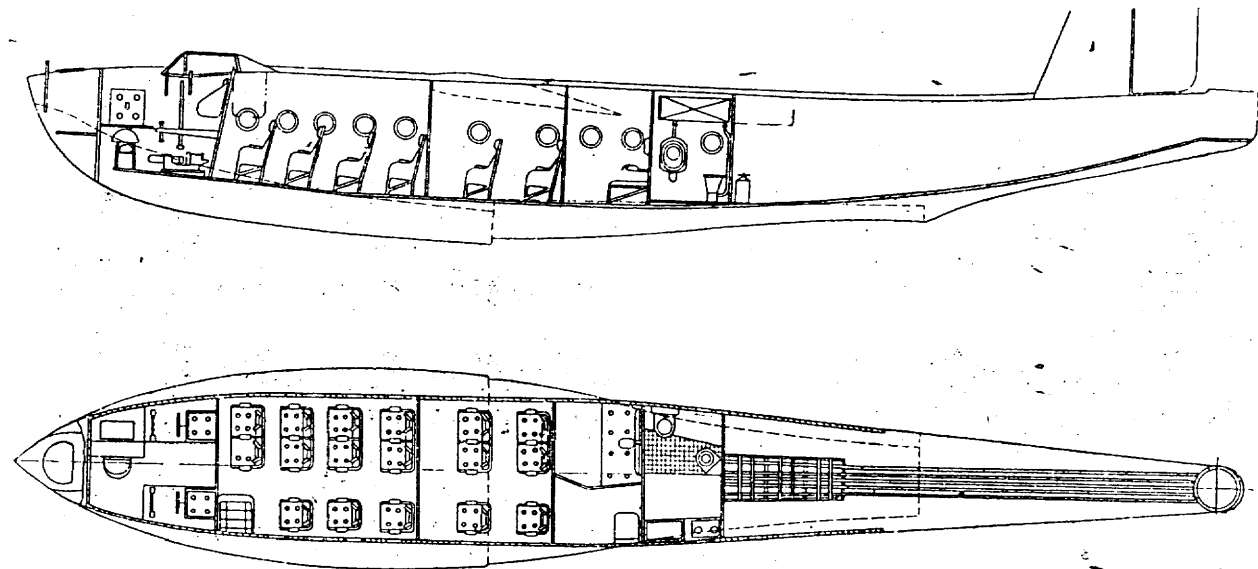
Если в конструкциях лодок существует многообразие типов, то к поплавкам часто применяется стандартная конструкция.



Фиг. 240. Breguet „Lizerte“. Внутренний вид лодки.



Фиг. 241. Breguet „Bizerte“. Внутренний вид лодки.



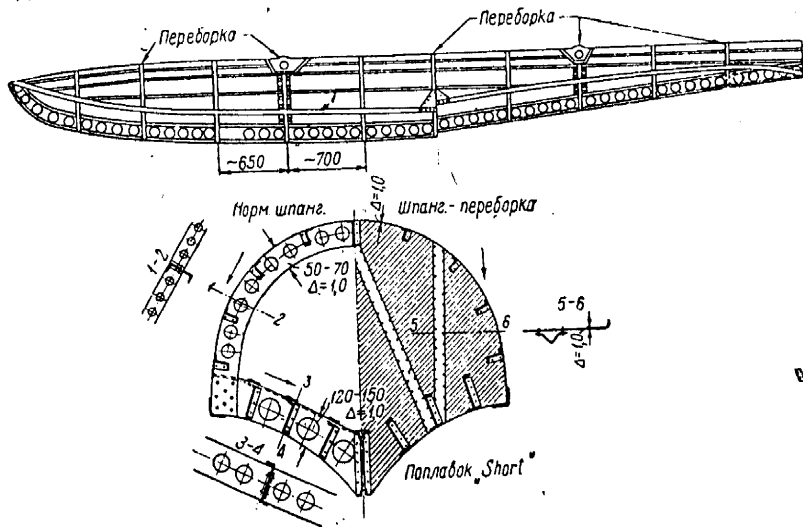
Фиг. 242—243. Breguet, Bizerte*. Разрез лодки.

Большинство поплавков с очень сильным и ярко выраженным продольным набором имеет шпангоуты рамной конструкции, зачастую из целого листа.

Расстояние между шпангоутами колеблется от 500 до 700 мм. Водонепроницаемых переборок обычно 4—5. Это необходимо потому, что поплавки имеют очень малый запас пловучести, примерно до 100%. Поплавки гидросамолетов прошли очень сложную и длительную эволюцию. Сначала это были простые четырехугольные ящики прямоугольного сечения. Постепенно формы и сечения поплавков совершенствовались, а вместе с тем усложнились. Наконец, в настоящее время почти все поплавки делаются по одному шаблону, а именно: дно делается сильно килеватым (при поперечной килеватости до 30°), а борты и налуба описываются радиусом. Эта форма настолько привилась, что трудно встретить в Европе поплавки иной формы.

Фиг. 244. Short. Стандартная схема установки поплавков.

Как отмечено в главе „Постановка самолета на поплавки“, на производстве поплавков создалась своеобразная монополия. В Европе таким



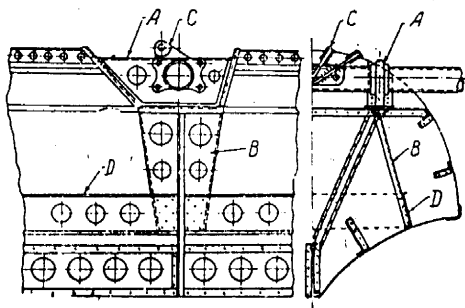
Фиг. 245. Short. Конструкция поплавков.

монополистом оказался Short, а в Америке фирма Edo. И если какие-либо европейские фирмы изготовляют поплавки сами, а не заказывают их фирме Short, то обычно повторяется его конструкция. Поэтому в дальнейшем непосредственно рассматриваются поплавки Short, ка

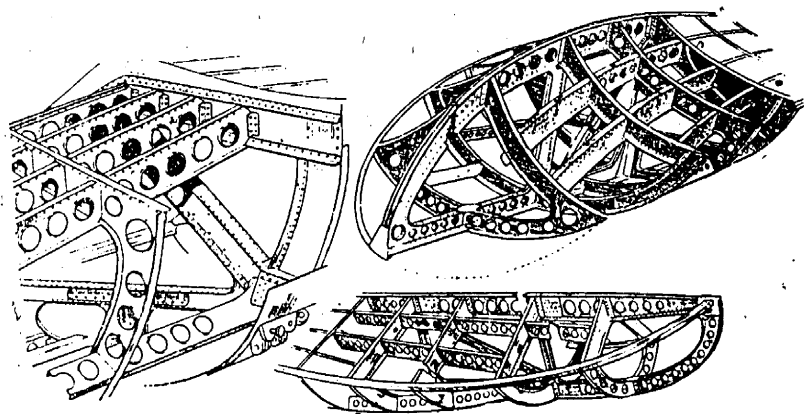
имеющие классическую конструкцию, а попутно указывается на особенности конструкции других фирм, если они представляют интерес.

Общая стандартная схема установки поплавков на любом самолете, независимо от его тоннажа, изображена на фиг. 244. Схема эта характеризуется следующими особенностями: поплавки устанавливаются на восемь стержней, из которых шесть образуют две вертикальные фермы и две — оси, соединяющие поплавки. Обе вертикальные фермы в плоскости передней и задней осей расчленены крестообразно расположенными лентами. Таким же крестом расчленены оси. Это — наиболее простая форма подвески, всякое уклонение от которой добавляет стержни и вводит новые узлы. Стойки и стержни ферм все выполнены из круглых, обычно хромомолибденовых труб с регулируемыми концами. На круглые трубы надеваются легкие деревянные обтекатели из бальзы или из какого-либо легкого дерева. Такие же обтекатели надеваются и на оси.

Поплавки сделаны целиком из дюраля.



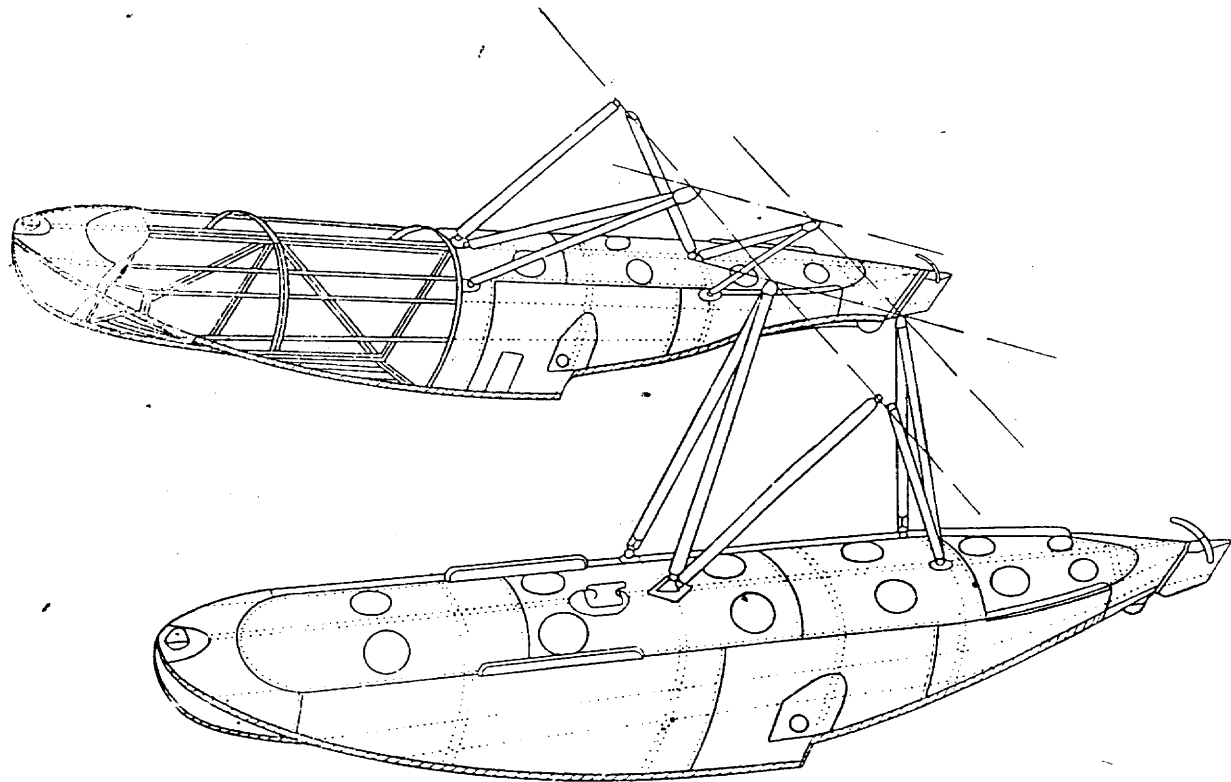
Фиг. 246. Short. Узловой шпангоут поплавка.



Фиг. 247. Levasseur. Детали конструкции поплавков.

Общее представление о конструкции поплавка Short дает фиг. 245, на которой изображены продольная схема расположения деталей поплавка и его характерные поперечные сечения.

Основные конструктивные особенности поплавков заключаются в следующем. Шпангоуты стоят довольно редко: $l = 600 - 700$ мм; потому что конструкция набора продольная. Шпангоуты делаются из двух



Фиг. 248. Blackburn. Установка поплавков.

основных частей и верхнего обвода, вырезаемого из одного листа, поперечное сечение которого имеет вид неравнобокого швеллера (см. сечение 1—2). Флор сделан также из листа, причем его сечение имеет Z-образный вид. У нижнего скулового угольника обвод и флор стыкуются непосредственно без помощи книц. Обвод и флор готовятся из листового материала толщиной $\Delta \approx 1,0$ мм.

Для облегчения и большей жесткости флор и обвод покрыты отбортованным отверстием.

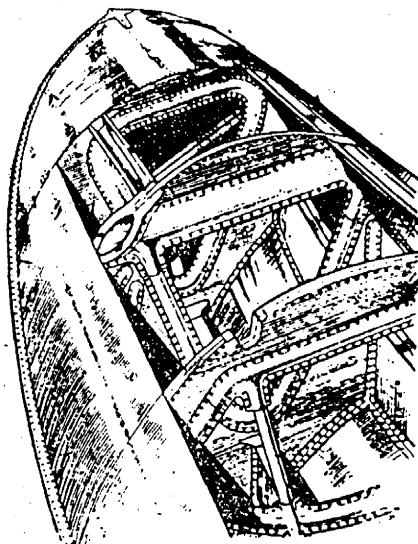
Продольный набор за исключением скуловых угольников режется у каждого шпангоута. Таким образом все продольные стрингеры представляют собой короткие балочки, расположенные между шпангоутами. Соединяются они между собой и со шпангоутами помощью угольников. Палубные и бортовые стрингеры имеют сравнительно невысокий профиль $h \approx 40$ мм. Донные стрингеры имеют высоту около 120—150 мм. Так как их высота одинакова с высотой флоров, то на местах пересечения ставятся горизонтальные кницы. Конструкция переборки необычно проста и представляет собой дюралевый лист, отбортованный по очертаниям днища и палубы, к которому помощью угольников и книц приклепывается продольный набор. Для жесткости переборки ставятся V-образные профили.

Таким образом конструкция поплавков аналогична конструкции лодок Short: цельные шпангоуты, выполненные в виде рам, и разрезной продольный набор.

Узловой шпангоут схематично представлен на фиг. 246. В тех местах, где помещаются осевые трубы, в верхней палубе делается углубление, ограниченное специально отбортованным листом.

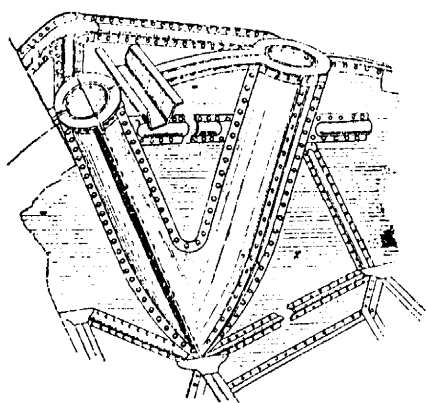
К этому листу подходит обшивка так, что она не нарушает целостности обшивки палубы. Под этим корытообразным углублением по оси осевой трубы ставится шпангоут-переборка. К переборке в местах установки узлов крепления поплавок *A* прикреплены сильные профили *B*, опирающиеся на днище и на один из продольных стрингеров *D*. Узел *A* сделан из специального сплава типа силумин и по форме соответствует корытообразному углублению в палубе. В прорез этой литой детали на четырех болтах ставится стальная втулка, к которой крепится осевая труба. На осевой трубе в середине между двумя литыми узлами устанавливается стальной узелок *C*, к которому прикрепляются стойки и расчалки фермы поплавков.

Описанная конструкция применяется фирмой Short для поплавков всех размеров, начиная с очень маленьких — водоизмещением всего



Фиг. 249. Latécoère. Носовая часть поплавок (обшивка снята).

600 — 700 кг — до поплавок Short „Valette“ общим водоизмещением до 10 500 кг включительно. Меняется только число шпангоутов, продольных стрингеров и размеры сечений отдельных деталей. Общий же стиль и способы соединений сохраняются.

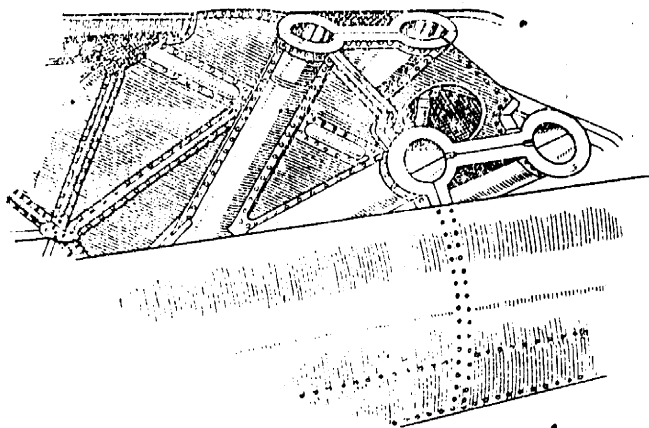


Фиг. 250. Latécoère. Детали конструкции поплавка.

Этот тип конструкции, разработанный Short, применяют буквально почти все авиационные фирмы с очень небольшими изменениями нехарактерных деталей. В качестве примера ниже приведены некоторые конструкции металлических поплавков французской фирмы Levasseur (фиг. 247).

Levasseur почти полностью повторяет конструкцию Short. Разница заключается только в том, что через весь поплавок пропускается центральная ферма, образованная, подобно шпангоутам, из целого листового материала. Это придает поплавку большую жесткость и проч-

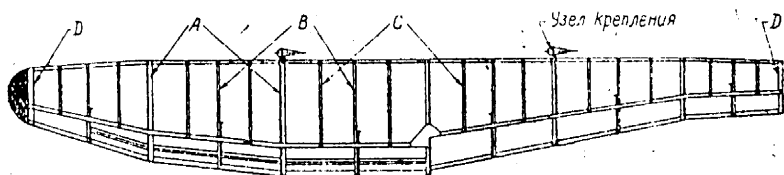
ность, но не вносит принципиальной разницы в конструкцию набора. В лодках, даже имеющих характерные общие признаки, например преобладание продольного набора, мы видели значительно большую разнотипность и пестроту конструкции. При рассмотрении еще ряда поплавков, например Fairey, Gloster, Blackburn и др., оказывается, что все они очень схожи по конструкции.



Фиг. 251. Latécoère. Детали конструкции поплавка.

На фиг. 248 дана установка поплавков Blackburn, несколько отличная от схемы Short и применяемая для торпедоносцев. Эти поплавки также имеют центральную килевую балку.

Образцами оригинальной конструкции следует признать некоторые детали поплавков самолета „Latécoère-29“ (фиг. 249, 250, 251). Система набора поплавков (фиг. 249) является повторением приемов, применяе-

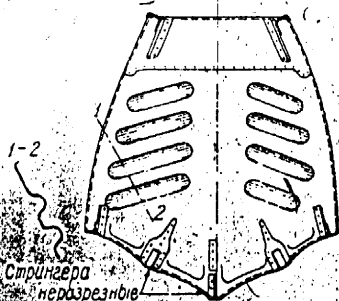


Фиг. 252. Edo. Продольный разрез поплавка.

мых в лодках Latécoère. Шпангоуты делаются из целых листов дюраля. Все кромки внутренних отверстий в листах окаймляются профилями Ω -образного типа. Донный продольный набор состоит из киля и боковых кильсонов составного двутаврового сечения. Бортовые и палубные стрингеры — корытообразного сечения (фиг. 250).

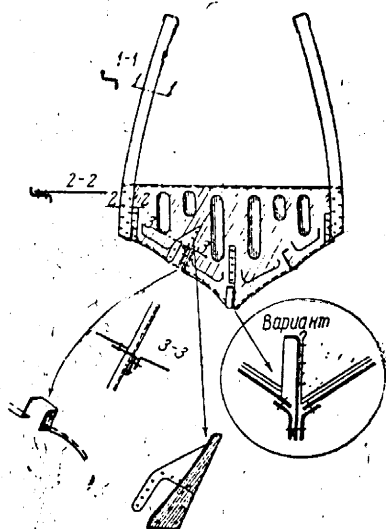
Поплавок такой конструкции должен быть очень прочным, но и очень тяжелым, так как в нем много сплошного листового материала, не облегченного отверстиями, даже если эти листы и очень тонкого сечения. Листы меньше 0,8 мм. применять нельзя, так как они будут быстро разрушаться коррозией.

Шпангоут типа А



Фиг. 253. Edo. Шпангоут типа А поплавка.

Шпангоут типа В



Фиг. 254. Edo. Шпангоут типа В поплавка.

Совершенно иные принципы встречаются в конструкциях поплавков американской фирмы Edo. Эта фирма в Америке в отношении постройки поплавков заняла такое же положение, как Short в Европе. Она разработала ряд поплавков для тоннажа очень широкого диапазона — от

500 до приблизительно 5000 кг. Таблицы размеров этих поплавок и их весов приведены в разделе „Постановка самолета на поплавок“.

Таким образом каждой самолетостроительной фирме совершенно не нужно проектировать поплавок — проще получить уже готовые, испытанные, с гарантированным качеством, непосредственно из склада завода Edo. Практичные американцы учли все выгоды такого кооперативного

метода работы, и даже такая крупная фирма, как Curtiss, ранее сама изготавливавшая поплавок для собственных нужд, перешла на применение поплавков Edo. Фирма Edo потратила много труда и средств на разработку конструкции поплавков и, надо сказать, достигла очень больших успехов. Согласно литературным данным, поплавок Edo, отличаясь хорошими гидродинамическими качествами, имеет очень небольшое лобовое сопротивление, несмотря на кажущуюся грубоватость и неаэродинамичность форм. По тем же данным коэффициенты лобового сопротивления этих поплавков такие же, как у гоночных поплавков Supermarine.

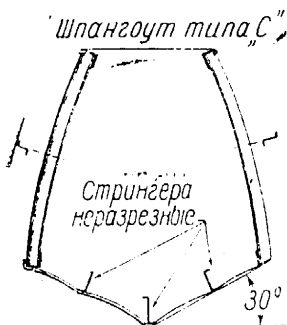
Поплавок Edo совершенно оригинален как по внешнему виду, так и по конструкции.

Схематический разрез вдоль поплавок Edo модели 1931 г. дан на фиг. 252. Характерной особенностью поплавков является неплавное очертание днища и скул. Поплавок кажется как будто надломленным в нескольких местах. Это вызвано стремлением к наибольшей производственной простоте, так как в этом случае обшивка днища, искривленная в поперечном направлении, — что видно из последующих рисунков, — образует своды цилиндрического очертания, т. е. не требует выколачивания, как в поплавках Short и им подобных, имеющих днища плавных очертаний и двойной кривизны.

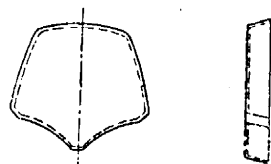
Таким образом достигнута необычайная простота конструкции. Что же касается влияния этих изломов на сопротивление, то оно, как оказывается, не так сильно, потому что углы его изломов малы и обшивка практически имеет почти плавные очертания.

Второй особенностью формы этих поплавков является волнистое днище (фиг. 253 — 256), причем в модели 1930 г. (фиг. 257) днище имеет три волны, а в последующих выпусках 1931 г. (фиг. 253, 254) — две волны. Наличие волн на днище делает его очень жестким исключительно за счет его формы, не требуя дополнительных подкреплений. Это позволяет применить для обшивки листы меньшей толщины, что дает значительное облегчение, если учесть большой процент веса обшивки от общего веса.

В последних типах бортов тоже придана небольшая кривизна, что в свою очередь придает большую жесткость обшивке.



Фиг. 252. Edo. Шпангоут типа C поплавок.



Носовой и кормовой шп. — типа D

Фиг. 253. Edo. Шпангоут типа D поплавок (носовой и кормовой).

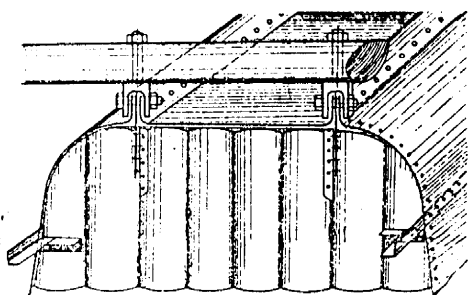
В поплавках Edo имеются три типа шпангоутов: *A*, *B* и *C* (фиг. 253, 254, 255).

Шпангоуты типа *A* — это переборки (фиг. 253). Переборка выполнена из целого листа дюраля и не имеет никаких подкреплений в виде углов, профилей и т. п. Для придания жесткости листу на его поверхности выдавлен целый ряд наклонных корытообразных углублений. На фиг. 253 показано сечение 1—2, на котором видно, что углубления образуют гофрообразную поверхность. Края листа отбортованы и к ним приклепывается обшивка. Эти шпангоуты делят поплавки на целый ряд (6—8) водонепроницаемых отсеков.

Шпангоут типа *B* (фиг. 254) — обыкновенный нормальный шпангоут, состоящий из боковых стоек и флора. Стойки шпангоута сделаны из Z-образного профиля, а флор, как переборки, выполнен из целого листа, снабженного вертикальными корытцами.

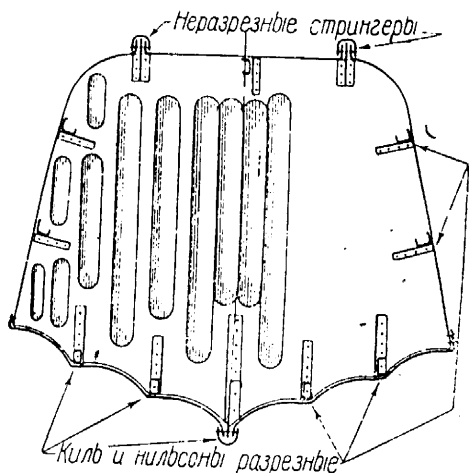
Шпангоут типа *C* (фиг. 255) состоит только из боковых стен Z-образного сечения. Таким образом имеются шпангоуты-переборки, нормальные и промежуточные облегченные.

Передний и задний концы поплавка заканчиваются шпангоутами типа *D* (фиг. 256), образующими донышки поплавка.



Фиг. 258. Edo. Крепление поплавок.

Продольного набора фирма Edo отошла от общепринятых стандартов. Скуловые стрингеры, сделанные из угольников, поставлены не так, как они ставятся обычно, т. е. обеими сторонами к обшивке, а так, что угольник соприкасается только с обшивкой днища.



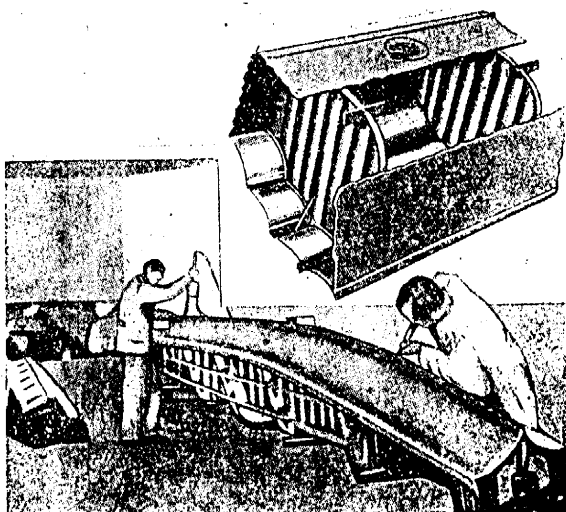
Фиг. 257. Edo. Шпангоут типа 1930 г.

сделаны из целого листа и имеют вид угловатых сковородок. К углам этих сковородок подходят скуловые стрингеры. К переднему шпангоуту приделывается крапец из губчатой резины, обшитый кожей, назначение которого смягчать удары при столкновении поплавка с каким-либо предметом — шлюпкой, спуском и т. п.

Продольный набор в этом типе поплавок сделан неразрезным. И в методе постановки

После постановки обшивки по всем четырем скулам образуются сильные корытообразные профили, которые при одинаковом весе со сбитыми поплавокками получаютс я гораздо более мощными только за счет своей формы. Для того чтобы не дать возможности застывать воде в этих корытах, необходимо в вертикальной стенке скуловых угольников делать маленькие дырочки для стока воды к спускным пробкам, поставленным в самой нижней части полавка. Эти скуловые угольники, равно как и другие продольные стрингеры, прорезают стенку переборки и мембрану флора (фиг. 254).

Стрингер крепится помощью специальных книц. Эти кницы, имеющие вид неравнобоких угольников, делаются литыми и отверстия в них



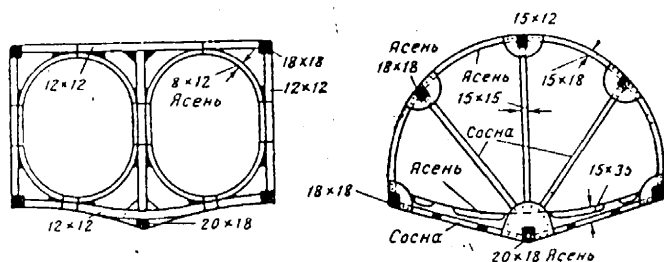
Фиг. 259. Edo. Сборка полавка.

прорезаются на специальных быстроходных ленточных пилах по месту. Таким образом в сборку металлических полавков введены способы, характерные для деревянных работ, т. е. пригонка по месту. Это, конечно, сделано в целях удешевления производства, иначе Edo было бы трудно завоевать рынок.

Стрингеры сделаны из высоких швеллеров. Средний швеллер (или Z), играющий роль центральной килевой балки, не отличается от других. При данной обшивке лист обшивки или отбортовывается, если стрингер имеет вид швеллера, или заделывается, как показано на варианном эскизе (фиг. 254). Последний способ дает возможность применять наружную клепку, а потому более прост и выгоден. Днище имеет вогнутость в виде сводов, опирающихся на продольные стрингеры. Такая комбинация вогнутого днища и стрингеров дает необычайную жесткость обшивке днища и позволяет применение более толстого материала.

Интересен способ постановки обшивки. Внешнего скулового угольника, обычного у всех лодок и поплавков, нет. Обшивка дна (фиг. 255 и 257) загибается и склепывается с обшивкой борта. Такой же способ применяется и фирмой Short. Это дает возможность образовать скулу с наименьшим количеством заклепок и тем самым уменьшить возможность образования течи. Поплавки этой же фирмы (фиг. 257) выпуска 1930 г. по конструкции несколько отличались от вышеописанных. Днище у этого поплавка — более сложной конфигурации; продольный набор разрезной, кроме двух верхних палубных стрингеров.

Стрингеры соединяются у шпангоутов помощью угольников. Швы обшивки на палубе, соединенные со стрингером, покрываются корытообразным профилем и приклепываются вместе. Получается очень жесткое ребро, идущее по всему поплавку. Edo использует эти ребра для крепления поплавка (фиг. 258).



Фиг. 260. Деревянные шпангоуты поплавков.

В заключение приводим еще одну фотографию, изображающую отсек поплавка Edo с частично снятой обшивкой, а также процесс сборки поплавка в мастерских (фиг. 259).

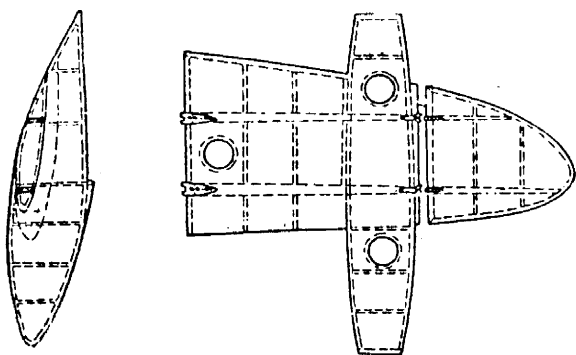
Что касается деревянных поплавков, то в настоящее время они почти не применяются из-за сравнительно большого веса. Удельный вес для металлических поплавков составляет $\sim 50-52 \text{ кг/м}^3$. Деревянные же конструкции поплавков аналогичного тоннажа весят значительно больше.

Детали конструкции деревянных поплавков аналогичны таким же деталям в деревянных лодках, как и способы соединения отдельных деталей и методы наложения обшивки. Поэтому при рассмотрении конструкции деревянных поплавков, имеющих почти лишь историческое значение, достаточно ограничиться двумя вариантами конструкций деревянных шпангоутов поплавков: первый принадлежит поплавкам самолета „Авро-504К“, а второй — деревянному поплавку, по обводам напоминающему поплавки Short (фиг. 260).

4. ПОДКРЫЛЬНЫЕ ПОПЛАВКИ

Для гидросамолетов небольшого тоннажа подкрыльные поплавки делаются деревянными. Им придается простая форма и простые сечения в виде прямоугольников, иногда со слегка выгнутыми боками. Конструкция поплавков представляет собою простые рамочки из брусков прямо-

угольного сечения 12×15 , 12×12 мм и т. п. Изготавливаются они обычно из сосны. По углам скрепляются кницами из фанеры. Грани или скулы такого поплавка делаются из ясеневых брусков сечений 16×16 мм. Все обшито фанерой. Прекрасным образцом такого поплавка

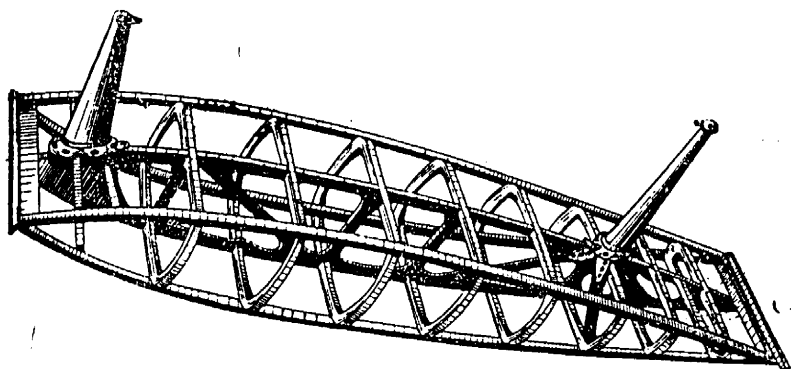


Фиг. 261. „Ш-2“. Нижнее крыло с поплавком и шпангоуты поплавка.

является поплавок самолета „Ш-2“, составляющий одно целое с нижним крылом этой машины (фиг. 261).

Дно поплавка такого размера делается из фанеры $\Delta = 3,0$ мм, борты и палуба—из фанеры $\Delta = 2$ мм.

Примерно такую же конструкцию и внешние формы имеет деревянный поплавок Savoia „S-62 bis“ в виде заостренного с обоих

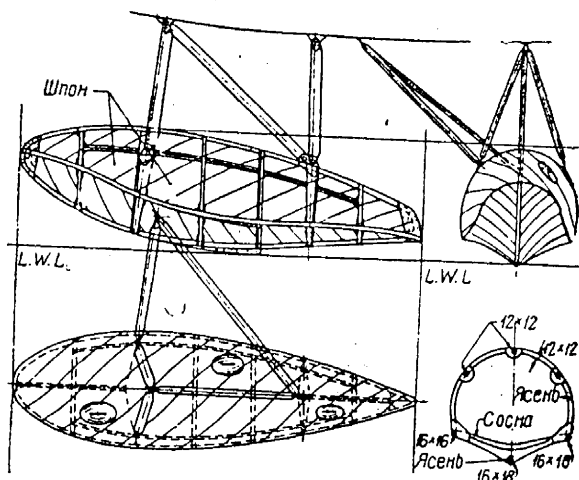


Фиг. 262. Savoia „S-62 bis“. Поплавок со снятой обшивкой.

концов прямоугольного ящика (фиг. 262), обшитого фанерой $\Delta = 3,0$ мм. Поверх фанеры поплавок обтянут полотном на эмалите.

Стержни, крепящие его к крылу, приделаны к нему намертво помощью болтов. Такие поплавки довольно тяжелы—их удельный вес доходит до 100 кг/м^3 .

Поплавки описанных выше типов привлекают к себе только необычайной простотой и незамысловатостью конструкции и применяются на гидросамолетах сравнительно небольшого тоннажа, работающих на спокойной воде, потому что на взволнованной поверхности такие поплавки с плоским дном будут получать сильные удары. Кроме того, простая четырехугольная форма сечения с резкими ребрами имеет значительно большие коэффициенты лобового сопротивления, чем форма закругленная. Поэтому теперь, когда от гидросамолетов требуют значительной мореходности и больших скоростей, такие поплавки применяются редко; наоборот, поплавок стараются придать округленную обтекаемую форму, приближающуюся к рыбообразной, причем днищу поплавок придается значительная килеватость для смягчения удара о волну.



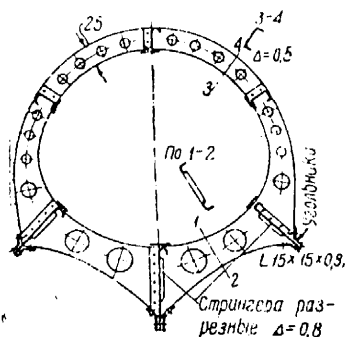
Фиг. 263. Деревянный поплавок небольшого самолета.

В качестве примера такой конструкции можно указать деревянный поплавок небольшого самолета емкостью 125 л (фиг. 263).

Как видно из рисунка, поплавок имеет каплеобразные очертания. Палубы и борта описаны дугами окружности, днище килеватое; но несмотря на это переход от бортов к днищу не так резок, как в прямоугольном поплавке. Для улучшения отрыва от воды поплавок снабжен небольшим реданом. Угловые шпангоуты сделаны в виде водонепроницаемых переборок и делят поплавок на три отсека. Для возможности осмотра и контроля внутреннего состояния поплавок на палубе в каждом отсеке имеется маленький лючок, называемый люверсом.

Шпангоуты выполнены из ясеневых дуг сечением 12×12 мм. Флор шпангоута сделан из целой сосновой доски толщиной 12 мм. Стрингеры палубные — из ясеневых брусков сечением 12×15 мм. Киль и скуловые стрингеры — из ясеня сечением 16×16 мм. В местах соприкосновения стрингера со шпангоутом для усиления подложены деревянные брусочки; все скреплено фанерными кницами. Такой поплавок довольно сложен в производстве, так как требует предварительного гнутья деталей.

Особенной сложностью отличается обшивка. Из фанеры ее сделать невозможно, так как она имеет двоякую кривизну. Поэтому обшивку приходится выклеивать из шпона.



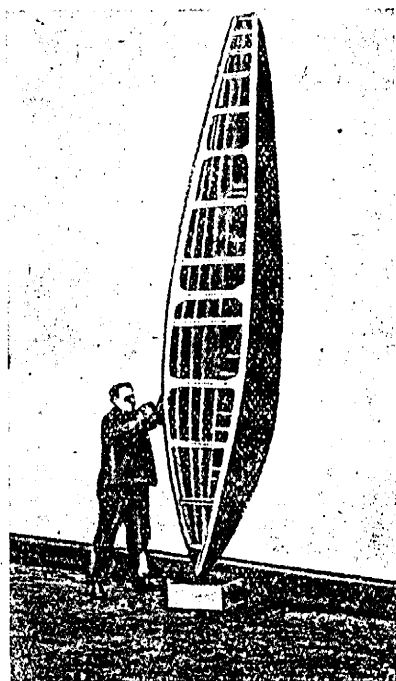
Фиг. 264. Шпангоут металлического поплавка.

Шпон — это тонкие полосы дерева, толщиной около 0,5—0,7 мм, шириной ~ 60 мм. Несколько полос шпона, склеенных взаимно перпендикулярно, образуют обыкновенную переклейку. Шпон изготавливается преимущественно из березы, хотя может быть сделан из любого сорта дерева.

В случае применения обшивки из шпона готовится деревянная болванка, имеющая точные очертания поплавка по шпангоутам. Она оклеивается бумагой, после чего на нее наклеивают полосы шпона в диагональном направлении и, плотно кладя одну на другую, скрепляют редко прибитыми гвоздиками. Этот способ для

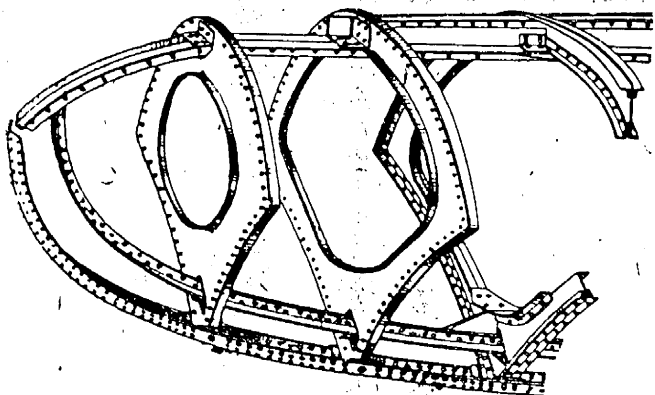
лодок и поплавков крайне нежелателен, потому что гвозди оставляют отверстия, в которые начинает просачиваться вода, и поплавок быстро набухает и загнивает. Лучше при наклейке шпона обертывать его сверху резиновым амортизационным шнуром.

В Америке шпоновые конструкции выклеивают в углублении, имеющем точные очертания поплавка, и прижимают шпон резиновой подушкой, в которую подается вода под давлением. Поверх первого слоя шпона накладывается второй в направлении, перпендикулярном к первому; поверх второго слоя — третий, параллельно первому, и т. д. Всего слоев делают 3—4—5 в зависимости от требуемой толщины. После этого скорлупу из шпона снимают с болванки и надевают на скелет из шпангоутов, крепят гвоздями и шурупами, как обычную обшивку. Обшивка получается совершенной формы, без стыков и очень прочной. Шпон применяют также и для обшивки днища. В последнее время шпон стали применять и на лодках. В случае, если шпон на болванку набивается гвоздями, поплавок следует сверху оклеить полотном для предохранения от проникновения воды внутрь поплавка.



Фиг. 265. Rohrbach „Ro-IV“. Поплавок.

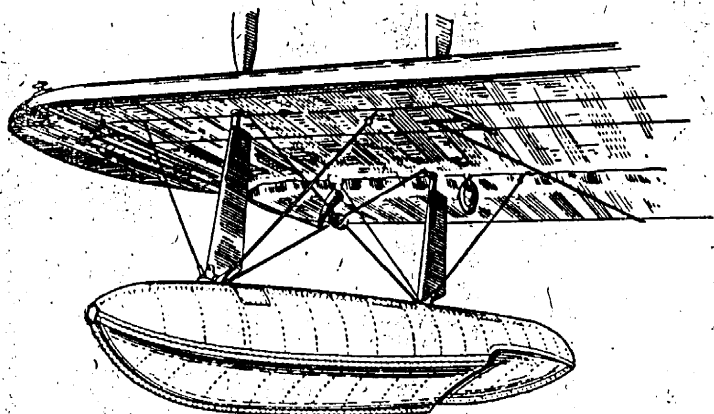
Деревянные поплавки невыгодны при увеличении размеров. Поэтому часто встречается такая комбинация: весь самолет (лодка, крылья) сделан из дерева, а подкрыльные поплавки дюралевые, даже если они имеют небольшой объем. Это дает некоторую экономию в весе. Тот же



Фиг. 266. Supermarine „Southampton“. Скелет поплавка.

поплавок, что изображен на фиг. 263, в случае выполнения его из металла можно сделать так, как показано на фиг. 264.

Шпангоут сделан из целого листа толщиной 0,8 мм, при этом обильно облегчен отверстиями. Легкие верхние стрингеры имеют вид угольников. Киль и скуловые кильсоны сделаны из листа 0,8 мм, точно

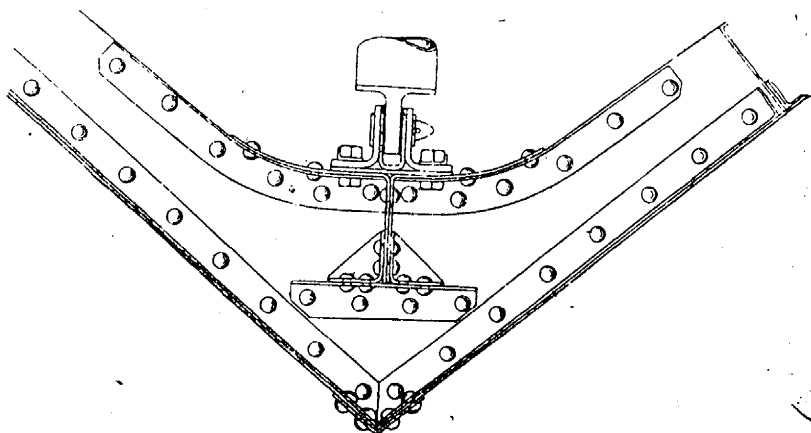
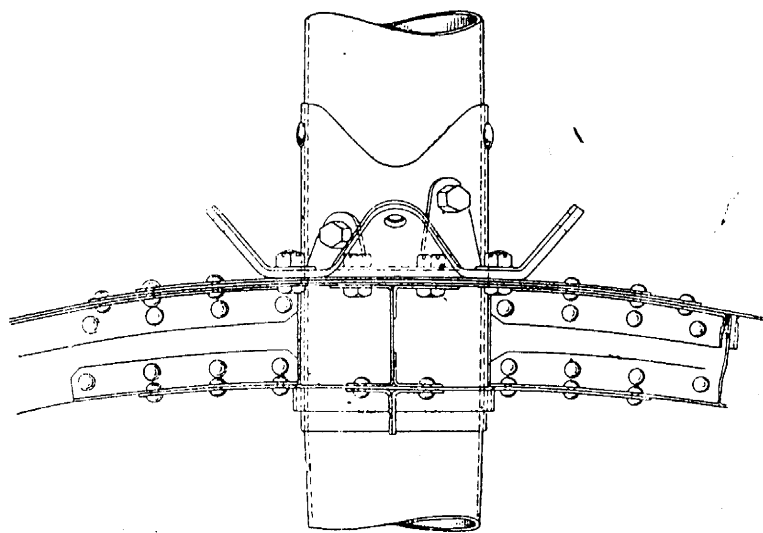


Фиг. 267. Supermarine „Southampton“. Подвеска поплавка.

так же сильно облегченные. Клепка наружная. Все стрингеры разрезные и соединяются на шпангоутах.

Следует обратить внимание на подвеску поплавка (см. фиг. 263). Эта подвеска имеет наименьшее возможное число стержней, а именно — шесть, соединенных шарнирно. Чтобы уменьшить число стержней, их

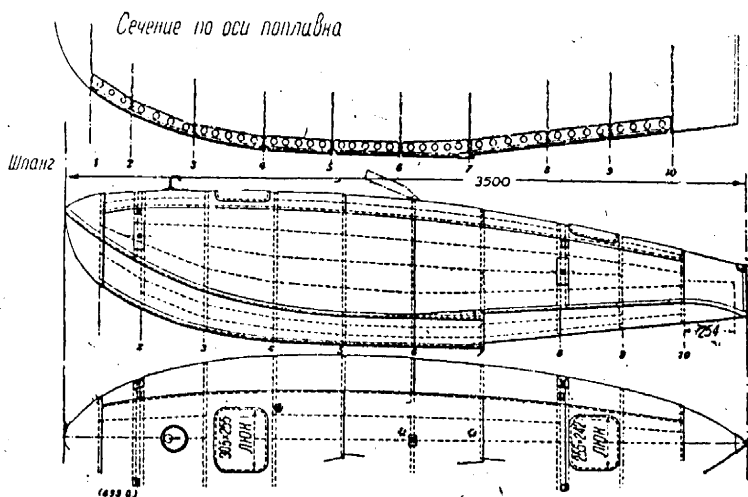
необходимо заделывать намертво, как это сделано на поплавке Savoia „S-62 bis“; что касается подкрыльных поплавков большого тоннажа, то Rohrbach повторяет в них те же конструкции, что и в своих лодках. Поплавки его (фиг. 265) имеют резкие прямоугольные очертания, очень



Фиг. 268. Supermarine „Southampton“. Узловой шпангоут поплавка.

просты по конструкции, но далеко несовершенны по аэродинамическим качествам.

В Англии и Америке подкрыльным поплавкам гидросамолетов придают очень совершенные аэродинамические формы. Стоит взглянуть на лодки Сикорского „S-42“, Blackburn „Nile“, Supermarine „Southampton“ или Short „Calcutta“, чтобы убедиться в этом. На фиг. 266 и 267 при-



Фиг. 269. Short „Calcutta“. Общий вид поплавка.

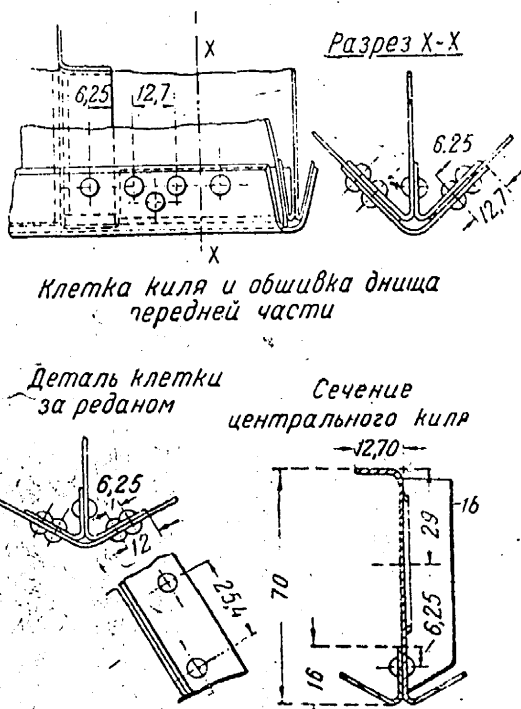
водится общий вид металлического скелета поплавка „Southampton“ с его подвеской. Шпангоуты поплавка сделаны из целого листа и снабжены контуром из угольника. Посредине идет невысшая килевая балочка.

Несмотря на довольно значительные размеры поплавка, крепление его очень просто. В поплавок заделаны намертво две трубы, подвешенные к лонжеронам нижнего крыла. От боковых перемещений поплавок расчален ленточными расчалками. Так же поступает и Сикорский.

Стойки поплавка внутри узлового шпангоута закреплены у палубы в специальной втулке, а на килевой балочке—шарнирно (фиг. 268).

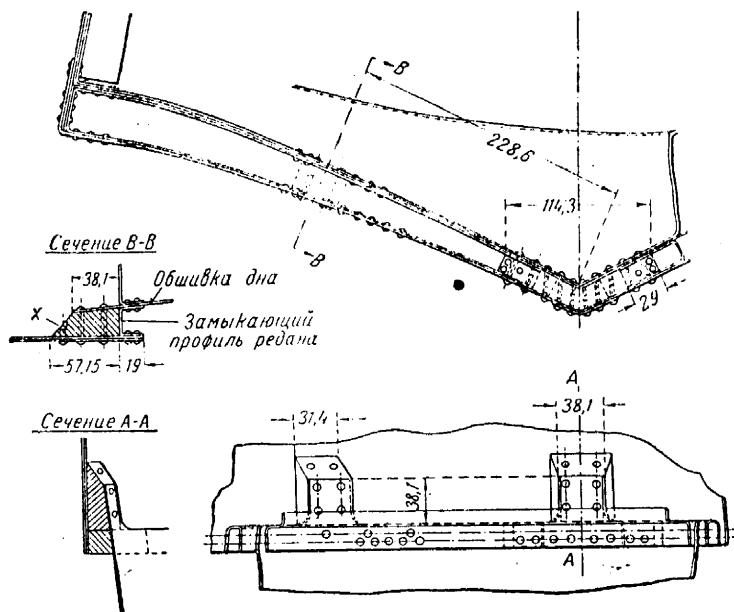
В заключение приведена конструкция поплавков фирмы Short для самолета „Calcutta“ (фиг. 269).

Шпангоуты поплавков, также как и шпангоуты лодки „Calcutta“, сделаны из угольников тех же сечений, выгнутых в виде колец. Посре-



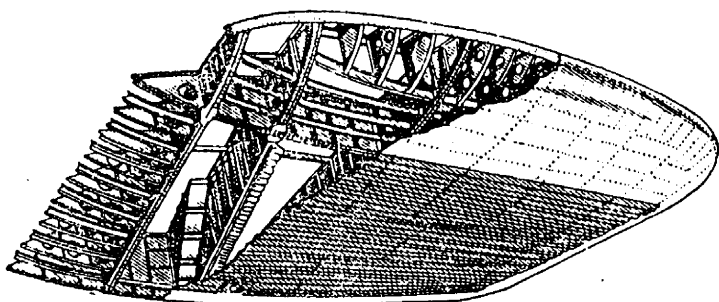
Фиг. 270. Short „Calcutta“. Клетка килевой балки поплавка.

дние идет килевая балочка, составленная из отдельных звеньев, соединенных со шпангоутами. Стрингеры имеют V-образное сечение. Соединение их со шпангоутами дано на фиг. 239.



Фиг. 271. Short „Calcutta“. Редан поплавка.

Фиг. 270 дает сечения центральной килевой балочки и детали клепки ее в передней части поплавка и за реданом, фиг. 271 — детали конструкции редана поплавка.



Фиг. 272. „Martin-130“. „Sea-wing“.

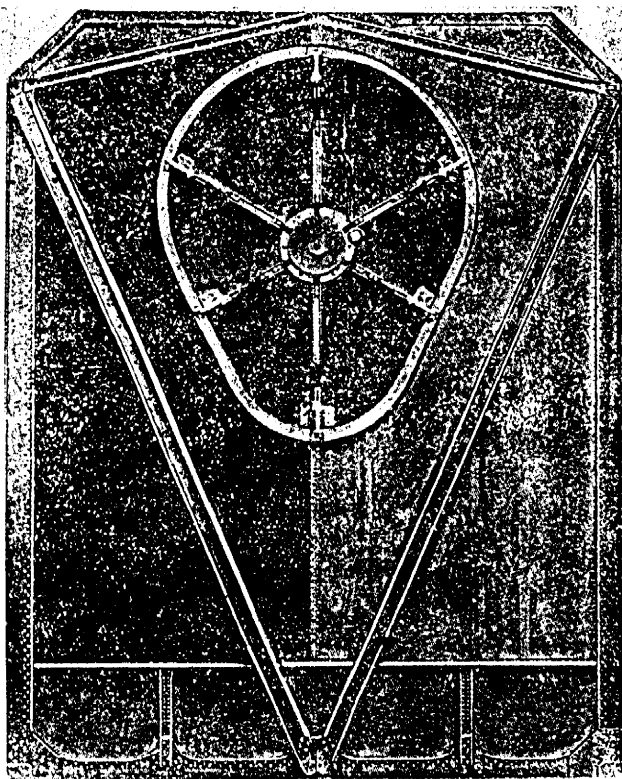
Конструкция штурмелей или жабр очень похожа на конструкцию крыла кессонного типа (фиг. 272). В жабре можно найти два или три лонжерона и несколько раскосных или рамных нервюр. Разница между жаброй и крылом лишь в том, что металлическая обшивка жабры

более толстая ($\Delta = 1,0 - 1,5$ мм) и клелка этой обшивки прочно-плотная, водонепроницаемая. Жабра имеет несколько лонжеронов и большое количество нервюр. Нижняя обшивка сделана из гофра, как все дно этой лодки. В промежутке между лонжеронами видны полые проемы, — это места установки баков в самой жабре.

Жабры Dornier напоминают несколько эту конструкцию, — только лонжероны имеют коробчатые сечения.

5. ОБЩИЕ ДЕТАЛИ ЛОДОК И ПОПЛАВКОВ

Из рассмотрения значительного числа лодок и поплавков разных типов видно, что все они отличны друг от друга по конструкции своего



Фиг. 273. Rohrbach „Ro-III“. Шпангоут-переборка.

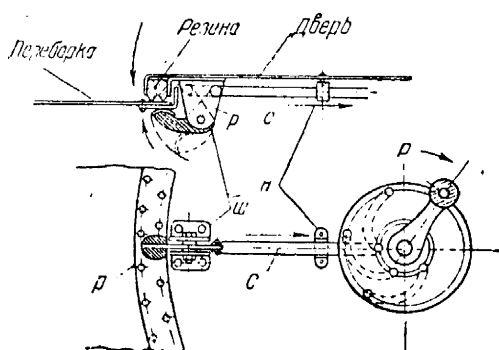
набора и отдельным деталям. Но во всех лодках и поплавках найдется немало таких частей, которые имеют конструкцию почти неизменяющуюся. К таким деталям нужно отнести двери в водонепроницаемых переборках, люки, люверсы, водяные рули и т. п.

Не вдаваясь в подробности и не ставя себе целью рассмотрение всех возможных конструкций, следует кратко остановиться на каждой

из этих деталей для полноты представления об общем устройстве лодок.

Условия непотопляемости лодки заставляют внутри корпуса ставить глухие водонепроницаемые переборки (фиг. 231). Но в то же время имеется параллельное требование о том, чтобы все отдельные отсеки были снабжены дверями, которые позволяют экипажу сообщаться между собой в полете. В этом случае двери должны быть также водонепроницаемыми. В качестве примера такой конструкции показана дверь самолета Rohrbach „Ro-III“ (фиг. 273).

Здесь обращает внимание конструкция стыков листов и способы плотной клепки между переборкой и стержнями самого шпангоута. В этом шпангоуте водонепроницаемая дверь имеет размеры ~ 700 — 800 мм. Минимальный размер для дверей — это круг диаметром



Фиг. 274. Механизм закрытия двери.

~ 500 мм, причем он должен быть расположен не ниже 400 — 500 мм от пола. Такие двери сделаны на самолете Dornier „Wal“. Так как дверь должна быть жесткой и недеформирующейся, ее обыкновенно окружают контуром из очень сильного угольника, самой же двери придают некоторую выпуклость.

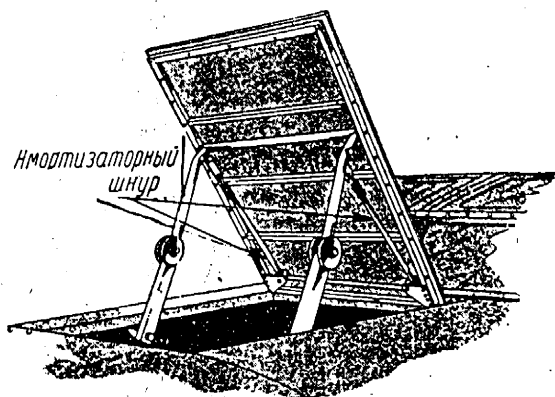
В лодках пассажирских, от которых требуется большой комфорт, дверям придают значительно большие размеры (см. фиг. 241).

Для сохранения водонепроницаемости дверь должна плотно закрываться, причем механизм двери должен быть достаточно прочным, чтобы выдержать давление воды и, кроме того, допускать возможность открытия и закрытия ее с обеих сторон.

Механизм закрытия двери дан на фиг. 274. Отверстие для прохода в шпангоуте-переборке окаймлено угольниками, видными в разрезе. Сама дверь выполнена из листа $\approx 1,5$ мм. Края ее отбортованы. Кроме того, на дверь наклепан угольник на некотором расстоянии от края, так что по краям двери образуется канавка, в которую закладывается резиновое кольцо. При прижимании двери к переборке резина расплющивается и не дает воде просачиваться в щели.

Самый механизм, прижимающий дверь, устроен следующим образом: на дверь наклепан шарнир Ш, состоящий из двух угольников, между которыми на болт насажен рычажок p , свободно вращающийся вокруг шарнира. Одним концом рычажок прикреплен к тяге C , перемещающейся в направляющей H , другим концом рычажок опирается на угольник, окружающий отверстие в переборке. Тяга C своим противоположным концом, на котором имеется палец, входит в специальный литой диск, в котором сделаны спиральные канавки. В этих канавках при вращении диска перемещается конец тяги, увлекая за собой тягу.

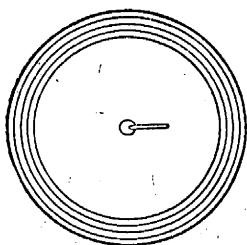
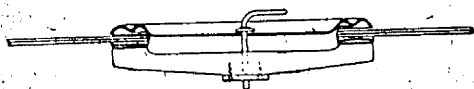
Таким образом действие механизма сводится к следующему: за ручку *P* дверь подтягивают к переборке до тех пор, пока она не коснется угольника. После этого ручку *P* начинают вращать вправо, как показано на рисунке. При вращении диска палец тяги скользит по улитке, тянет за собой тягу, которая поворачивает угольник *p*, прижимает его к переборке и тем самым наглухо закрывает дверь. Таких тяг (см. фиг. 273) делается 6—8, так что дверь плотно по всему контуру прижимается к переборке. Есть много аналогичных механизмов, но все они очень похожи один на другой.



Фиг. 275. Loening „Commuter“. Люк.

Для входа в лодку, для уборки якоря и т. п. в палубе и бортах делаются достаточно большие отверстия, закрываемые специальными крышками.

Эти люки — самой разнообразной формы. Отверстие их должно быть окаймлено очень прочными профилями, чтобы создать жесткую раму, так как корпус лодки не должен деформироваться, иначе люк не будет плотно закрываться (см. фиг. 226). С другой стороны, и крышка люка должна быть сделана очень жесткой.



Фиг. 276. Люверс.

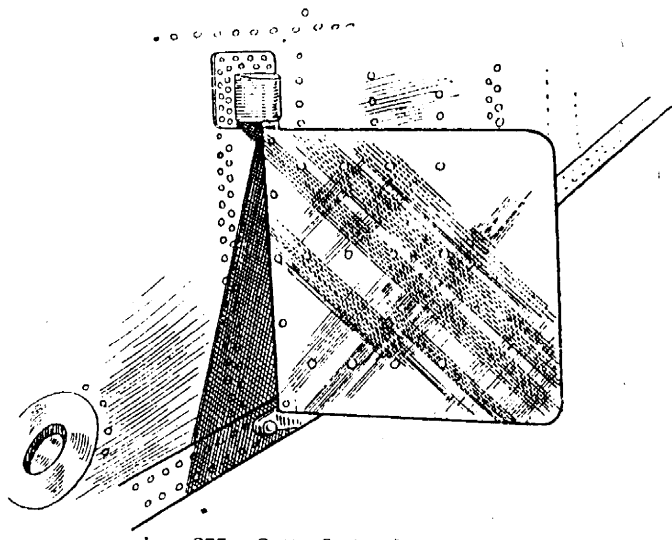
Например, контур люка в носовой части лодки „Cutty Sark“ (см. фиг. 193) сделан из толстых швеллеров, выступающих над обшивкой. Крышке люка придана выпуклая форма, что делает ее очень жесткой за счет ее формы; кроме того, на ней крестообразно наклепаны два очень сильных профиля.

Такой же люк имеется на палубе лодки Breguet „Bizerete“ (фиг. 240). Оригиналь-

ную конструкцию люка имеет лодка Loening „Commuter“ (фиг. 275).

Этот люк вращается на шарнирах. Для поддержки люка во время входа в лодку сделаны специальные упоры, состоящие из двух деталей, соединенных шарнирно. Упоры обтягиваются амортизационным шнуром. Когда люк полностью открыт, амортизаторы фиксируют его положение. При нажатии на средний шарнир упора в направлении, указанном

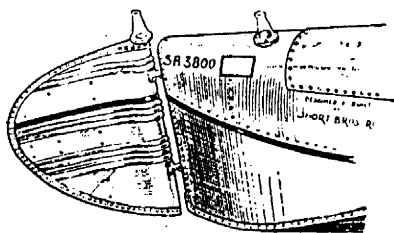
стрелкой, под действием натяжения шнура,двигающегося на роликах, помещенных в углах крышки, люк автоматически закрывается и остается в этом положении под действием амортизаторов.



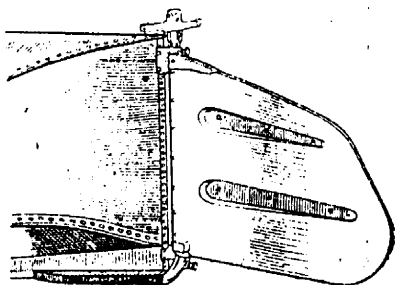
Фиг. 277. „Cutty Sark“. Водяной руль.

Для осмотра отдельных закрытых отсеков лодки или поплавков, куда нельзя войти из-за небольшого объема их, делаются небольшие люки, называемые люверсами (см. фиг. 263). Люверсы закрываются легкосъемными крышками (фиг. 276).

Диаметр отверстия люверса ≈ 110 — 125 мм, диаметр крышки ≈ 140 — 150 мм. Под крышку люверса для уплотнения подкладывается кольцо из плоской резины.



Фиг. 278. Short. Водяной руль.



Фиг. 279. Fairley. Водяной руль.

Сильно килеватые лодки и двухпоплавковые самолеты обладают очень большой устойчивостью пути во время плавания или рулежки. Поэтому им очень трудно маневрировать на воде, тем более что рулежка производится на малой скорости, когда воздушный руль направления почти не работает. Поэтому стараются помещать воздушные рули направления в потоке винта, но это не обеспечивает маневренности.

Для обеспечения управляемости на малых скоростях необходимо снабжать гидросамолет водяным рулем или рулями. К водяным рулям прибег Rohrbach в своих машинах „Ro-III“ и „Roma“.

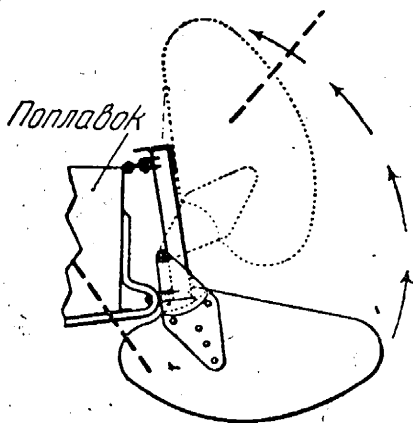
Маленькие водяные рули на лодке „Cutty Sark“ (фиг. 277) помещены по бортам. В противоположность системе Rohrbach они несъемны. Управление рулем (рычажок) помещено внутри лодки и находится в герметически закрытой коробочке сверху руля.

Действие руля „Cutty Sark“ несколько отличается от действия рулей Rohrbach. Последний работает, как обычный руль, а руль „Cutty Sark“ — как тормоз, действующий то на одной, то на другой стороне.

На фиг. 278 и 279 изображены рули на поплавках: первый руль принадлежит поплавкам Short, а второй — Fairey.

Приведенные конструкции рулей обладают тем недостатком, что жесткая подвеска руля приводит к поломкам при спуске самолета на воду и т. д.

Чтобы избежать этого, фирма Edo сделала на своих поплавках рули, которые могут вращаться относительно двух осей: вертикальной и горизонтальной (фиг. 280). При спуске со спуска руль не ломается, а поворачивается вокруг горизонтальной оси, а удар воспринимается толстой полосой металла, играющей роль шпоры.



Фиг. 280. Edo. Водяной руль поплавка.

6. ОБШИВКА МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ЛОДОК И ПОПЛАВКОВ

Вес обшивки лодки в среднем составляет около 40% веса всей лодки. Вес лодки колеблется в пределах 22 — 30% от веса пустого самолета. Таким образом, приняв средние цифры, получаем, что вес обшивки составляет 8 — 10% веса пустого самолета. Это — очень значительная величина, и всякое перетяжеление обшивки должно заметным образом сказаться на весе гидросамолета. С другой стороны, к обшивке предъявляются очень серьезные требования в отношении прочности. Вопросы устойчивости тонких пластин относительно сдвигающих усилий, приложенных в плоскости самой пластины, хотя разбираются и решаются многими авторами, но все же полученные решения не дают полной гарантии правильного выбора толщины и свободной площади пластины. Поэтому в этой области приходится экспериментировать и принимать решения, только проверив устойчивость и прочность на образцах.

Таким образом конструктор находится в среде самых противоречивых положений: с одной стороны, необходимо всемерно уменьшать вес обшивки лодки ввиду его большого значения в группе весов разных деталей, следовательно, уменьшить толщину ее; с другой стороны,

чтобы иметь возможность уменьшить число шпангоутов и элементов набора, необходимо увеличить толщину обшивки. Последнего требует и вопрос предохранения обшивки лодки от коррозии, так как листы малой толщины (например $\Delta = 0,3$, $\Delta = 0,5$ мм) быстро корродируют в условиях работы в морской воде.

Вот почему для обшивки лодок редко применяются листы дюралья, имеющие толщину, меньшую 1 мм, — разве что в местах, достаточно удаленных от непосредственного соприкосновения с водой. Поэтому всякое указание о подборе обшивки, основанное на опыте, который можно почерпнуть из зарубежной или своей литературы, ценно и интересно.

Вторым, не менее важным вопросом является вопрос клепки. Клепка лодок должна быть не только прочной, но и плотной. Плотность швов важна с точки зрения непотопляемости гидросамолета, предохранения от коррозии, потому что морскую воду, попавшую в лодку через неплотные швы соединений, чрезвычайно трудно удалить.

У нас в Союзе для обшивки лодок применяется, главным образом, плакированный дюраль (альплат) — металл, аналогичный заграничному алькледу. Альплат — обыкновенный листовой дюраль, обе стороны которого во время прокатки покрываются очень тонкими слоями чистого алюминия, обладающего, как известно, значительно большей устойчивостью в отношении коррозии, чем дюраль. Плакированный дюраль, применяемый для лодок, имеет примерно следующие размеры: листы 2000×1000 и 3000×1000 мм. Это несколько отличается от обычного стандарта, ширина которого примерно вдвое меньше, но обшивка узкими полосами очень затруднительна из-за большого количества швов. Всякий лишний шов даст возможность появления течи, а потому желательно делать как можно меньше стыков материала.

Толщина материала изменяется через 0,2 мм в четных значениях, т. е. от $\Delta = 0,8$, $\Delta = 1,0$, $\Delta = 1,2$ и т. д. до $\Delta = 3,0$ мм. Листы большей толщины по габариту меньше вышеуказанных размеров. Листы из прокатки выходят не совсем плоскими и гладкими: на них имеются волны и пузыри, заметные, если смотреть в плоскости листа. Поэтому их необходимо править либо на вальцах, либо под прессом.

Негладкость листов обшивки особенно сильно сказывается в том случае, если борта и палуба лодки представляют собой плоские поверхности, о чем свидетельствуют некоторые фотографии самолетов Rohrbach, например „Ro-III“ или лодка Liore et Olivier „242“. Поверхность бортов и палубы очень волнистая и далеко не гладкая. Это не дает возможности обшивке быть равномерно нагруженной и, кроме того, увеличивает лобовое сопротивление. Поэтому рекомендуется борта и палубу лодок делать не из плоских поверхностей, а придавать им некоторую кривизну, — а еще лучше сечения лодки составлять из кривых линий, как это имеет место в лодках Blackburn, Supermarine, Martin-130; Сикорского и т. д.

За границей (в Англии, Америке и т. д.) толщины листов берутся по так называемому „бирмингемскому калибру“, или по системе SWG (Steel Wire Gauge).

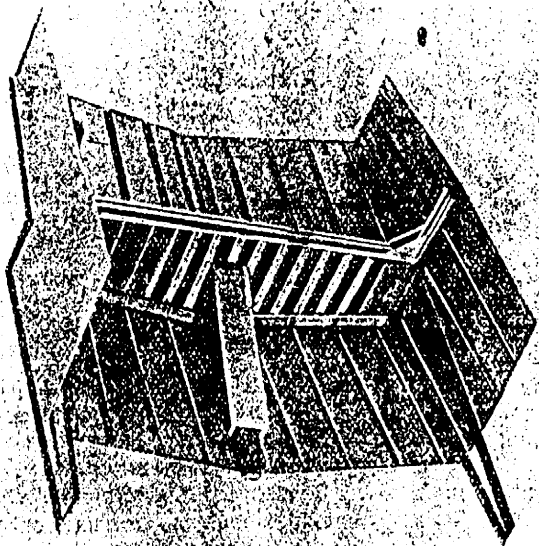
На чертежах толщина листов обозначается соответствующим символом, например Plating 14 G, Plating 20 G и т. п.

Так как в Англии и Америке принята дюймовая система измерения линейных размеров, то в переводе на метрическую систему это дает крайне неудобные значения. В табл. 41 приведены обозначения листов по системе SWG и их метрические эквиваленты.

Таблица 41

Значение толщин листов по SWG

Обозначения толщины листа по системе SWG	22 G	20 G	18 G	16 G	14 G	12 G	10 G
Соответственная толщина листов в метрической системе, мм	0,73	0,88	1,21	1,59	2,03	2,68	3,43



Фиг. 281. Savoia „S-36“ (фирмы Budd). Реданный шпангоут.

На продольном разрезе лодки Short „Calcutta“ (фиг. 237) указаны толщины листов обшивки по этой системе. Кроме того, даны толщины обшивки английской лодки (см. фиг. 203):

Так как даже применение алькледа и плакированного дюрала не спасает от коррозии, то в Англии для обшивки днищ лодок применяют нержавеющую сталь типа советской Энерж-6.

По литературным данным «днище» из нержавеющей стали делают фирмы Short („Singapore-III“) и Supermarine („Mark-X“).

Данные этой стали были приведены выше. В Англии обшивку из нержавеющей стали ставят на заклепках. В Америке же создали неболь-

шой самолет Savoia „S-36“ (фирмы Budd) целиком из нержавеющей стали методом контактной электросварки.

На фиг. 281 и 282 приведены конструкции набора стальной лодки Budd-Savoia (конструкция реданного шпангоута) и характерные образования узлов—соединений деталей стоек шпангоутов с флорами и со стрингерами.

Кроме того, в патентных отделах журналов „L'Aéronautique“, „Flug-sport“, „Aircraft Engineering“ за 1932—1934 гг. можно найти очень много интересных соединений деталей из нержавеющей стали, запатентованных фирмой Budd. Методы контактной сварки хорошо описаны в книге Джонсона „Сварка в самолетостроении“, а также в ряде статей в журнале „Техника воздушного флота“.

В дюралевых конструкциях при соединениях дюрала с дюралем применяются обычно дюралевые же заклепки. В случае склепывания дюрала со сталью заклепки берутся стальные.

Размеры заклепок, т. е. длина и диаметр, выбираются по толщине склепываемого материала. Однако в конструкциях корпусов лодок заклепок диаметром, меньшим 3,0 мм, брать не рекомендуется, потому что

Фиг. 282. Savoia „S-36“ (фирмы Budd). Узлы лодки.

на разбеге перед взлетом, особенно на взволнованном море, заклепки испытывают переменные нагрузки и могут быть срезаны. Но, с другой стороны, заклепки диаметром, большим 6 мм, ставятся только в исключительных случаях,—при очень больших толщинах склепываемого материала из-за трудности расклепывания.

В лодочных соединениях следует различать два типа швов: водонепроницаемые (швы и стыки листов на днище и на подводной части бортов) и простые, водопроницаемые, неплотные (клепка бортов выше ватерлинии и палубы лодок).

Расстояния между заклепками в склепанных швах и соединениях англичанами строго нормируются: от края листа или профиля ось заклепки располагается не ближе, чем на $2-2,5 d$, где d — диаметр заклепки.

В шахматных соединениях расстояние между параллельными рядами меняется в пределах $2-4 d$. Эти размеры обязательны как в случае швов водонепроницаемых, так и простых.

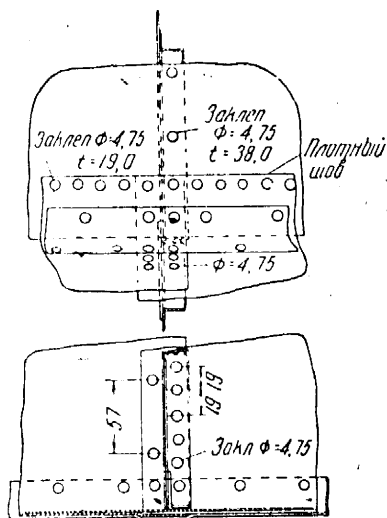
Для водонепроницаемых швов расстояние (шаг) между заклепками в ряду берется равным $t=4d$, а для прочного, но неплотного соединения, $t=8-12d$.

Все вышеуказанные нормы клепки прекрасно иллюстрируются образцами швов и соединений, применяемых фирмой Short (фиг. 283—288).

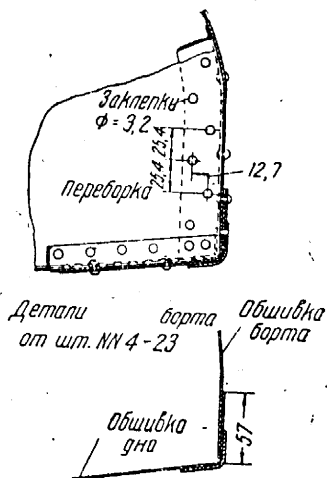
На фиг. 287 и 288 показана клепка днища. Здесь интересна стыковка обшивки днища по продольной оси гидросамолета методом наложения широких накладок с обеих сторон шва.

Аналогичный способ соединений англичане применяют при стыковках вертикальных стенок киля и кильсонов (фиг. 289).

На фиг. 284 и 285 видно, как производится стыковка листов по днищу. Наружный ряд заклепок имеет шаг $t=19$ мм, что при $d=4,75$ мм составляет $t=4d$. Второй же внутренний ряд заклепок располагается с шагом $t=57,0$, что составляет $t=12d$.



Фиг. 283. Short „Calcutta“.
Клепка скулы лодки.



Фиг. 284. Short „Calcutta“.
Клепка скулы лодки.

Фиг. 286 дает образец продольной склепки сложного шпангоута, сечение которого показано на фиг. 238. Средний ряд заклепок, соединяющий все три угольника в один сложный профиль, имеет шаг $t=50,8$ мм, что составляет $t=16d$.

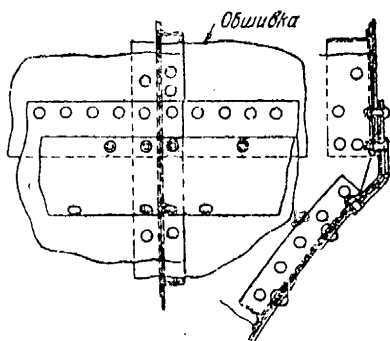
Большой интерес представляет собой способ образования скулы у лодок. На фиг. 284 показан способ, применяемый фирмой Short. Как видно из этого чертежа, обшивка бортов доходит только до скулы. Обшивка днища выколачивается в виде закраины шириной 57 мм, которая подобно скуловому угольнику проходит по всей скуле. Поверх этой закраины ставится внешний скуловой угольник. При этом внешний край этой закраины днища проклепывается плотным швом с шагом $t=4d$. Скуловый угольник имеет шаг заклепок $t=12d$. Несмотря на кажущуюся простоту, такой способ образования прочной скулы сложнее, чем способ Rohrbach, так как в этом случае обшивку днища приходится выколачивать так, чтобы закраины образовали точный контур скулы.

Разные фирмы по-разному решают вопрос водонепроницаемости

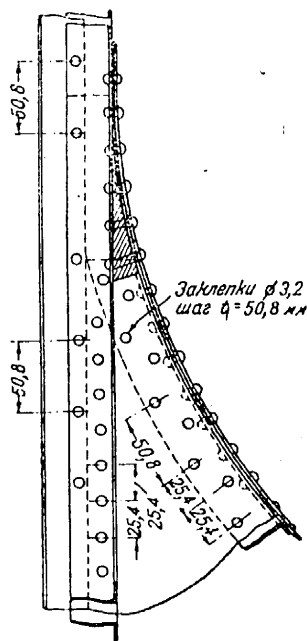
У скулы. На фиг. 290 показаны еще два способа кленки скулы: первый способ принадлежит фирме Blackburn (самолет „Perth“), а второй — французской фирме SECM (самолет „SECM-110“).

Для уплотнения шва между угольником и обшивкой обыкновенно прокладывают какую-либо ткань, пропитанную незасыхающим лаком или специальной смолой. Linkers для этой цели применял фланель, пропитанную суриком. Dornier прокладывает бязь, пропитанную специальным прозрачным незасыхающим лаком, похожим на сосновую смолу. Иногда для этой цели употребляют бязь, пропитанную смолой типа „кузбасс“.

Различные формы стыков листов обшивки даны на фиг. 291. Продольный стык обшивки, расположенный выше ватерлинии, делается внахлестку 1, причем верхний лист снабжается подсечкой, для того чтобы обеспечить плотное прилегание листов обшивки к шпангоуту на месте шва. Заклепки подбираются по ОСТ по толщинам склепываемых листов. При образовании продольных плотных водонепроницаемых швов лист наклепывается сверху (2, 3) и в этом случае делается с подсечкой. Наконец, при обра-



Фиг. 285. Short „Calcutta“.
Скуловой шов.



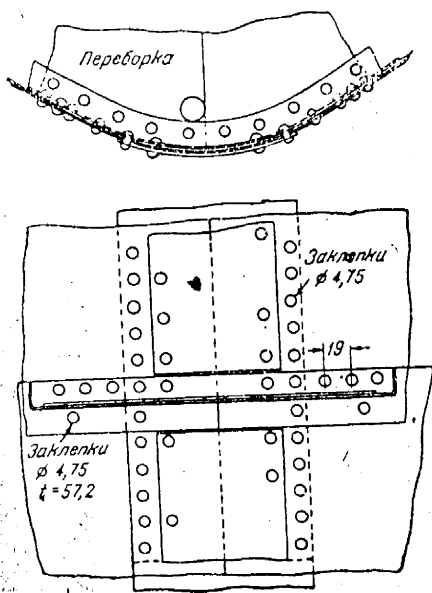
Фиг. 286. Short „Calcutta“.
Кленка борта лодки.

зовании поперечного стыка обшивки 4 листа делаются без подсечки, потому что даже в случае стыка на самом шпангоуте плотность прилегания обшивки к шпангоуту обеспечена.

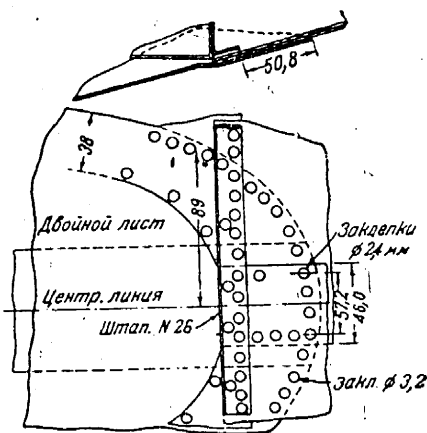
В направлении движения лодки стык располагается так, как указано на рисунке. Во всех случаях под стык ставится прокладка из бязи, пропитанная бакелитовым лаком, смолой или „кузбассом“. Продольный стык листов ставится обыкновенно или на самом стрингере, или в непосредственной близости от него, — иначе при клепке неравномерные натяжения дадут покоробленный шов. Стык поперечный лучше располагать рядом со шпангоутом, чем на самом шпангоуте, потому что в случае ремонта лодки замену листа обшивки легче произвести, если стык не на шпангоуте, так как стык требует плотного шва, а приклейка листа к шпангоуту может быть произведена и неплотным швом.

Стыки стрингеров делаются и внахлестку и с помощью накладок причем во всех случаях необходимо варить шов на равнопрочность с целым сечением. Расстановка заклепок производится в зависимости от имеющегося свободного места. Если обшивка днища делается из стальных листов, то клепка должна производиться стальными же заклепками. Расклепывать их приходится в холодном виде, иначе может произойти „отпуск“.

Но расклепывать стальные холодные заклепки очень трудно. Поэтому Short применяет стальные заклепки, у которых расклепываемый конец сделан трубчатым. Заклепка, подерживаемая с одной стороны, где имеется нормальная головка, развальцовывается с другой (фиг. 292). На фиг. 293 — 294 приведены спо-



Фиг. 287. Short „Calcutta“.
Клепка днища лодки.



Фиг. 288. Short „Calcutta“.
Клепка задней части днища.

собы соединения листов обшивки у скулы лодок, применяемых фирмами Sikorsky и Loening,

В обоих случаях швы днища и скулы делаются наружными, а самый угольник ставится способом, не привившимся в Европе. На фиг. 282, где даны детали стальной лодки Budd-Savoia, видно, что наружный скуловый шов образован таким же образом. Угольники в этом случае применяются прокатанные, а не из листового материала. Совершенно своеобразный катаный профиль применяет Loening для наружного килевого бруса лодки. Эти способы соединения применены на машинах „S-38“ и „Loening-Commuter“. Соединение скулового угольника на болтах делается тоже фирмой Douglas (фиг. 295).

Клепка лодок производится вручную и механизированным способом, т. е. пневматическими и инерционными молотками. Последний способ значительно совершеннее, так как дает одинаковые образования головки. В ручном же способе возможны просечки металла бородком.

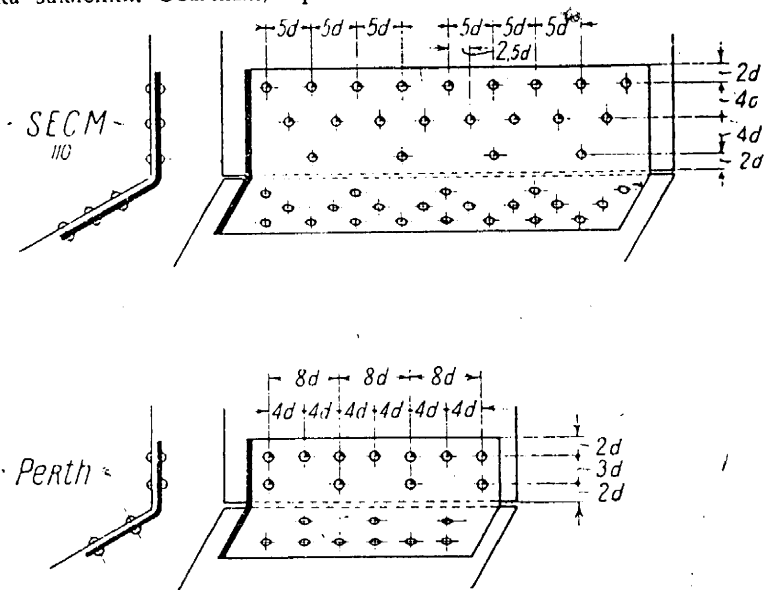
того, механический способ значительно быстрее. В Англии на заводе „Supermarine“ листы обшивки пригоняет бригада слесарей, которая засверливает дыры и крепит листы по краям в 8—10 местах временными болтиками. После этого приходит бригада клепальщиков и пневматическими молотками склепывает лодку „Southampton“ за 5—6 дней.

Фирма Heinkel для сверловки дыр при клепке сделала маленькую ручную многошпиндельную сверильную машину с гибким приводом от мотора. Сверла расставлены согласно выбранному шагу. Одновременно просверливается по 10 дыр. Способ этот обеспечивает весьма высокую точность.

Фиг. 289. Клепка стенок кля.

Желание получить высокие скорости у современных машин заставило конструкторов пойти на некоторые усложнения производственного процесса клепки и применять клепку впотай, т. е. такую постановку заклепок, при которой отсутствует наружная выступающая замыкающая головка заклепки. Обычный, применяемый в тяжелом машиностроении,

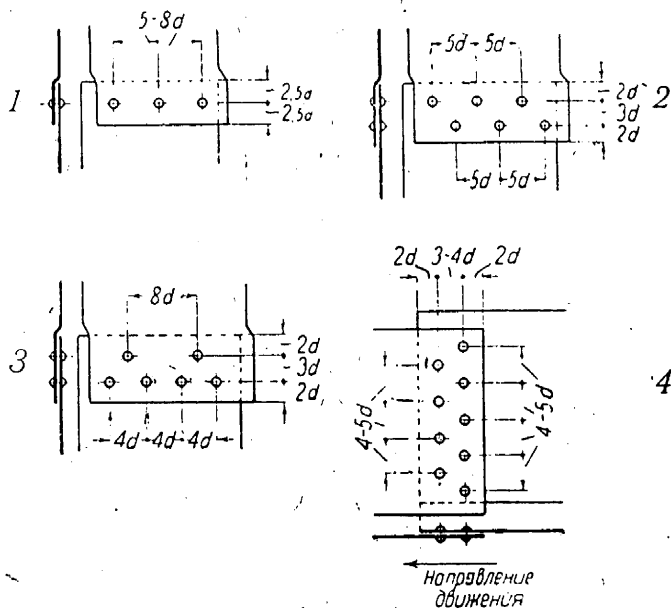
способ клепки, при которой отсутствует наружная выступающая замыкающая головка заклепки. Обычный, применяемый в тяжелом машиностроении,



Фиг. 290. Blackburn „Perth“ и SECM-110. Клепка скул.

моторостроении, кораблестроении и т. п. способ раззенковки дыр и постановки заклепки особой формы с конической, утапливаемой в толщину листа головкой, в авиации неприменим, так как малые толщины склепываемых материалов (0,3; 0,5; 1,0 мм и т. д.) не позволяют делать

овку. Поэтому в авиации применяются иные способы клепки виотай. Способов этих несколько, но все они являются вариантами одного, (фиг. 296), который описан в немецкой периодической литературе.

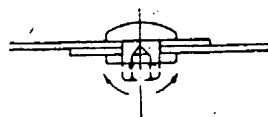


Фиг. 291. Образцы стыков обшивки.

Сущность этого способа заключается в следующем. В обоих склепываемых листах, в том месте, где ставится заклепка, специальным инструментом продавливаются углубления, имеющие форму чашечки. С внутренней стороны изделия вставляется заклепка, которая поддерживается специальной поддержкой. При расклепке торчащего хвостовика заклепки последний заполняет все углубление чашечки, совершенно не выступая за пределы листа и образуя очень сильную головку.

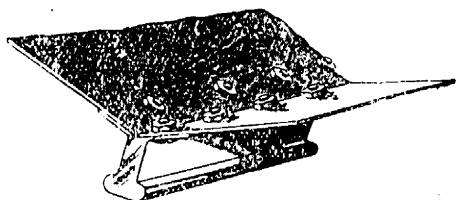
Заклепка в этом случае играет роль затяжки, так как на срез и на смятие от действующих в плоскости листа усилий работают сами чашечки. Можно применять заклепки меньших сечений, чем при нормальной клепке. Наивыгоднейший угол конуса чашечки 72° . Такая клепка дает прекрасные результаты, но довольно сложна, так как требует многих операций и специальных инструментов.

В Германии сконструированы специальные клепальные машины, сразу пробивающие дыру, штампующие чашечку и расклепывающие заклепку. Эти машины могут быть с успехом использованы в случае клепки деталей и агрегатов сравнительно небольших размеров, — например



Фиг. 292. Short. Развальцовка заклепки.

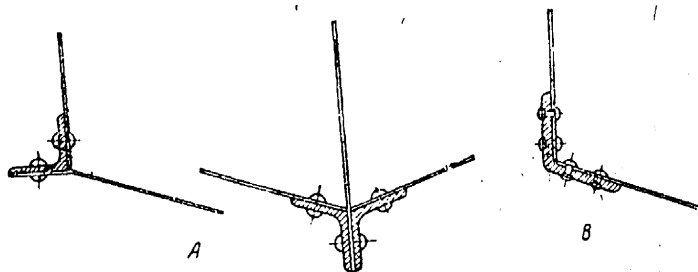
баки, съемные кили, стабилизаторы, — но совершенно неприменимы для клепки больших, тяжелых и громоздких агрегатов, как например лодки и т. п. В этом случае приходится клепать вручную, образуя чашечки с помощью специального инструмента.



Фиг. 293. Loening. Скула.

При склепывании тонких листов толщиной от 0,3 до 0,5 мм процесс клепки несколько упрощается. Последовательные операции показаны на фиг. 297: Сначала в обоих склепываемых листах пробивается или просверливается дыра — 1. Затем под отверстие с внутренней стороны подводится специальная оправка, заплетка же с конической головкой вставляется снаружи — 2. Под ударами молотка заплетка своей головкой образует коническую чашечку, а в углублении оправки образуется внутренняя головка заклепки — 3 и 4. При большом навыке работающего персонала шов получается достаточно чистым и гладким.

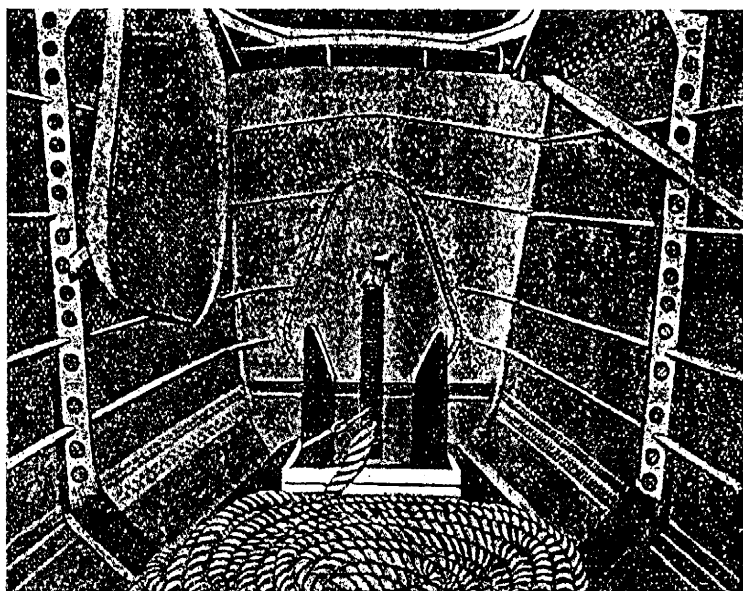
Но такой способ ограничен в применении указанными выше толщинами листов, так как при толстом материале образовать чашечки путем продавливания заклепочной головки очень трудно, да и шов получается нечистым. При склепывании более толстых листов (0,5—1,0 мм и выше) этот способ, оста-



Фиг. 294. Sikorsky „S-38“. Скуловое соединение.

ваясь по существу таким же, усложняется несколькими дополнительными промежуточными операциями. Способ склепки толстых листов показан на фиг. 298.

Разница между этим способом и предыдущим заключается лишь в том, что после образования дыры в листах (1) под это отверстие



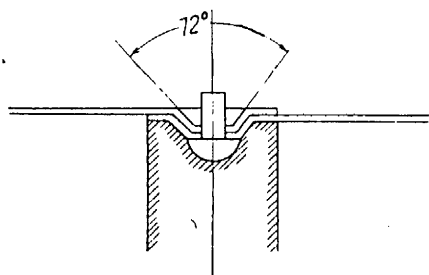
Фиг. 295. Douglas. Соединение скулового угольника болтами.

Таблица 42

Нормали заклепочных соединений

Наименьшая толщина листа <i>b</i> мм	Диаметр заклепки <i>d</i> мм	Расстояние от края листа <i>e</i> мм	Прочный шов Однорядный t_1 Двухрядный t_2 <i>t</i> мм	Водонепро- ницаемый шов Однорядный t_{w1} Двухрядный t_{w2} <i>t</i> мм	Расстояние между рядами <i>a</i> мм
0,20	1,6	4,0		6,5	5,5
0,40	1,6	4,0		6,5	5,5
0,50	1,6	4,0		6,5	5,5
0,60	2,5	6,5		10,0	8,0
0,75	2,5	6,5		10,0	8,0
1,00	3,0	8,0	17,5	12,0	10,0
1,20	4,0	10,0	22,00	16,0	13,0
1,30	4,0	10,0	22,00	16,0	13,0
1,60	4,5—5,0	10,0	24,00	20,0	13,0
2,00	6,50	12,0	30,00	25,0	16,0
2,60	8,00	15,0	42,0	32,0	20,0
3,00	10,00	18,0	48,0	40,0	24,0
5,00	12,50	21,5	58,0	50,0	32,0
6,50	16,00	25,0	67,5	64,0	40,0

подводятся с обеих сторон листы специальной оправки, играющие роль штамп и матрицы, образующие коническое углубление в листах (чашечку) — 2. После того как образована чашечка, установка заклепки ничем не отличается от предыдущего способа. Эти два последних способа кленки впотай отличаются большей простотой, чем немецкий, и вполне применимы для кленки лодок и поплавков.



Фиг. 296. Потайная клепка.

На потайную клепку, перешли все главные гидроавиационные фирмы (Sikorsky, Glenn-Martin и др.).

В завершение этого раздела об обшивке и клепке лодок и поплавков и в дополнение к ранее приводимым нормам швов приводится табл. 42 нормалей заклепочных соединений для водонепроницаемых и прочих швов, применяемых в гидроавиации.

Таблица дает соотношение между толщинами склепываемых листов, размерами заклепок и расстояниями между швами и заклепками в швах.

Из данных табл. 42 можно вывести следующие соотношения для водонепроницаемого шва:

$$t_r \approx 4d,$$

$$a \approx 3 \cdot 25d \text{ для } \delta = 1,3 \text{ мм и меньше}$$

и

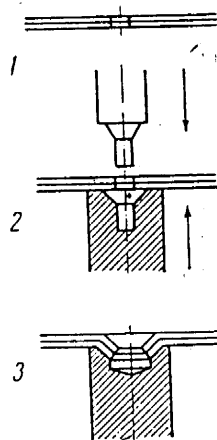
$$a \approx 2 \cdot 50d \text{ для } \delta = 1,6 \text{ мм и больше.}$$

Остается рассмотреть способ образования редана. На редане плавность обшивки нарушается. В деревянных лодках обшивка идет без разрыва через всю лодку, а редан делается, как мы видели, накладным. В металлических конструкциях это сделать трудно, так как узкая щель, образованная двумя слоями обшивки,

Фиг. 297. Клепка впотай тонких листов.

очень сильно затрудняет клепку. Поэтому обшивка на редане прерывается. Но растягивающие усилия на днище при посадке требуют соединения обшивки или такого устройства набора, который облегчает передачу растягивающих усилий (фиг. 299).

Внутри лодки имеется лист, являющийся продолжением задней части обшивки днища, соединяющий переднюю и заднюю обшивку. Под этим



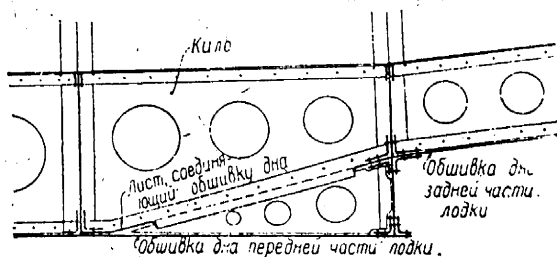
Фиг. 298. Клепка впотай толстых листов.

листом поставлены диафрагмы с отбортованными отверстиями. Таким образом обеспечивается передача растяжения. На фиг. 205 изображена внутренность лодки Douglas „Dolphin“ — реданная часть. Переход на редан выполнен более высокими профилями без соединительного листа.

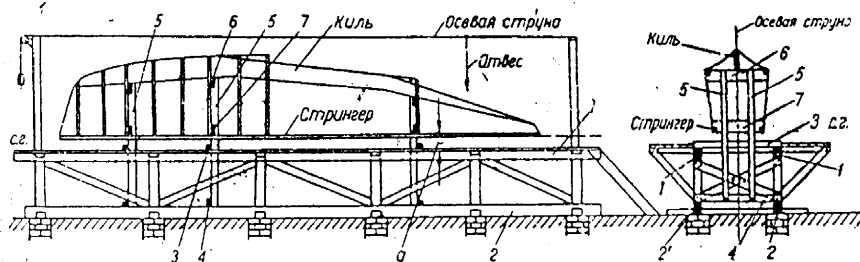
7. ПОСТРОЙКА ЛОДОК

После того как выбраны рациональные размеры и обводы лодок или поплавков, после того как закончена протаска в канале, подтвердившая, что очертания выбраны удачно, после расчета прочности — изготавливаются окончательные рабочие чертежи лодки и приступают к ее постройке.

Прежде всего производят разбивку лодки на плазе в натуральную величину. Это дает возможность проверить в натуре плавность обводов и получить точные взаимоотношения между углами обшивки с плоскостью шпангоутов, а самый плаз или его отдельные части будут служить исходным материалом для изготовления шаблонов, на которых производится изгиб или выколотка отдельных деталей шпангоутов, килей и т. п. После того как разбит основной теоретический плаз (см.



Фиг. 299. Эскиз устройства редана.



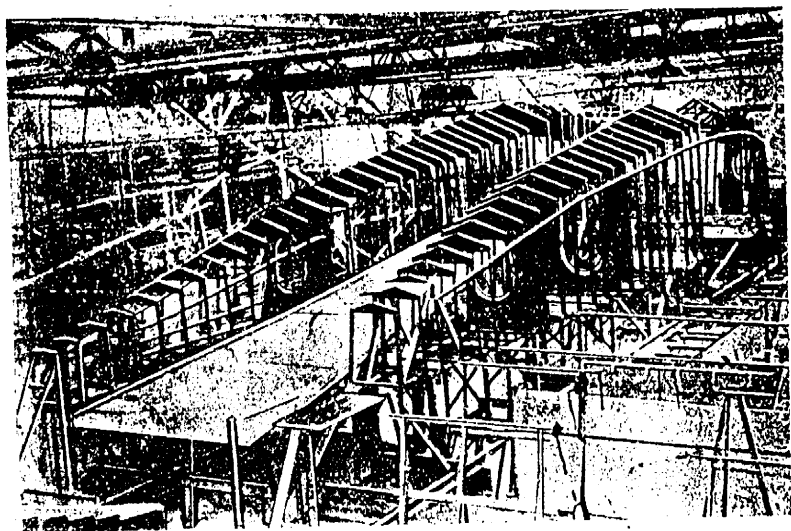
Фиг. 300. Станель для сборки лодок.

главу „Теоретический чертеж лодки“), делают отдельные плазы каждого шпангоута лодки. В натуре, вычерчивается весь шпангоут со всеми его деталями. На этом плазе происходит окончательная сборка шпангоута, подгоняются отдельные его части, — по плазу же засверливаются дыры для клепки самого шпангоута. Таким образом происходит сборка шпангоутов. После того как сделаны все шпангоуты, кильсоны, продольные стрингеры, можно начать общую сборку лодки.

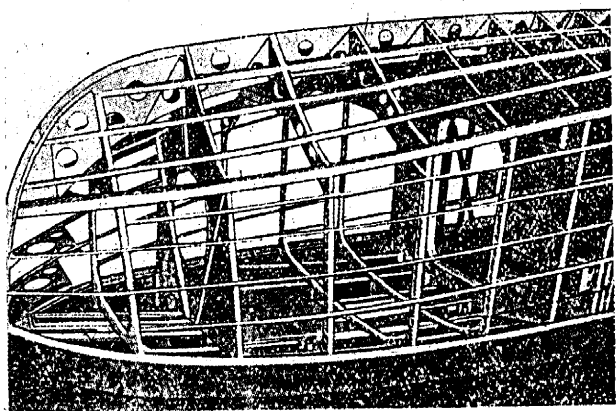
Лодка собирается на стапеле, который построен уже заранее в строгом соответствии с теоретическими чертежами лодки. Стапель — это дере-

вянный или металлический фундамент, на котором происходит сборка лодки.

Существуют два метода сборки лодок, а вместе с тем и две различных схемы устройств станелей.



Фиг. 301. Rohrbach. Станель.



Фиг. 302. Douglas „Dolphin“. Лодка на станеле.

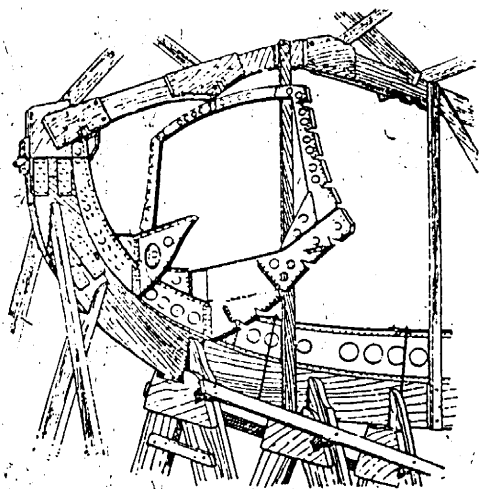
Первый способ несколько отличается от обычного, принятого в общем кораблестроении. В этом случае лодку собирают в положении, противоположном нормальному, т. е. вверх днищем.

Этот способ применен для лодок и поплавков сравнительно небольшого тоннажа — до $\approx 5,0$ т.

Второй способ, применяемый для лодок большого тоннажа — от 6000 кг и выше, — обычный нормальный способ постройки кораблей, т. е. днищем книзу.

В первом случае стапель представляет собой прочную жесткую раму, сделанную из деревянных брусьев сильного сечения, если стапель для одного опытного или небольшого числа самолетов, и металлическую, если предстоит сделать большую серию лодок (фиг. 300). Основной фундамент стапеля состоит из четырех брусьев 1—1 и 2—2, связанных между собой стойками и диагоналями. Этот каркас стапеля кладут либо на бетонный пол, либо на кирпичные столбы, во всяком случае так, чтобы каркас не мог деформироваться. Затем на каркасе крепятся поперечные брусья 3 и 4, к которым прикрепляются стойки 5—5, а к ним — горизонтальные доски 6 и 7.

Комбинация стоек 5—5, 6—7 дает рамы стапеля. Число рам должно быть равно числу шпангоутов лодки, так как каждый шпангоут временно закрепляется на стапельной раме, пока не закончена сборка каркаса в целом. Поэтому положение рам на стапеле выбирается так, что одной своей стороной шпангоут плотно прижат к раме. Для удобства разборки рам стапеля после окончательной отделки каркаса рамы ставятся от шпангоута в сторону уширения лодки, т. е. в передней части лодки рамы повернуты к корме, а в кормовой — наоборот, к носу.



Фиг. 303. Supermarine. Лодка „Southampton“ на стапеле.

В горизонтальных брусках рамы 6 и 7 вырезаются гнезда для стрингеров. Места гнезд определяются по теоретическому плану лодки. Стрингеры укрепляются в гнездах либо с помощью струбцин, либо с помощью специальных заверток. Перед сборкой лодки верхние брусья стапеля 1—1 тщательно устанавливаются и выверяются по ватерпасу или нивелиру. Таким образом от этих брусьев отсчитывают все размеры лодки, принимая плоскость брусьев за строительную горизонталь. Тогда, зная размер a , легко определить положение самой строительной горизонтали лодки.

Положение и форма досок 5 выбираются так, чтобы на них можно было непосредственно положить килевую балку лодки. Кроме того, на двух сильных прочных стойках натягивается осевая струна, по которой устанавливаются шпангоуты. По обеим сторонам лодки устроен помост, на котором ведутся работы. По окончании сборки каркаса и постановки обшивки рамы стапеля разбираются, и лодка снимается со стапеля. При

массовом производстве лодок станели делаются из железа. Такой железный станель завода Rohrbach показан на фиг. 301. Он ничем не отличается от вышеописанного.

На фиг. 302 изображена лодка Douglas „Dolphin“, стоящая на кар-касе станеля. Рамы уже разобраны и лодка подготовлена к обшивке металлом.

Второй способ применяется при сборке лодок Supermarine „Southampton“ (фиг. 303). Станель в этом случае значительно проще: он состоит из нижней центральной балки, на которую кладут киль лодки. Балка стоит на козлах. Верхнее очертание лодки также зафиксировано верхней балкой станеля. Таким образом пинагоуты вставляются в этот про-свет — между верхней и нижней балкой — и закрепляются на них. Вся лодка в этом случае открыта и любое место доступно для работы.

Такой способ применяется для больших лодок. Так происходит сборка лодок на заводах Supermarine, Blackburn, Dornier и др.

После того как закончена обшивка лодки и есть гарантия, что лодка способна сама сохранить свою форму, станель разбирается, лодка ставится на специальные козелки, — и происходит окончательная сборка и доделка.

ШАССИ АМФИБИЙ

1. ОБЩИЕ ВОПРОСЫ

Попытки поставить гидросамолет на колесное шасси и таким образом обратить его в земноводный самолет (амфибию) известны уже давно.

Еще в 1922—1923 гг. фирма Vickers на самолетах „Viking“ и „Vulture“ довольно удачно для своего времени разрешила эту проблему, но этим дело и ограничилось. Кроме Vickers, в Англии еще над этим вопросом работала фирма Supermarine.

Во Франции над амфибиями работала фирма CAMS („CAMS-37“ и др.), в Америке Loening (первая амфибия, колеса которой были не только подняты над водой, но были даже сделаны попытки спрятать их в специальные карманы для уменьшения лобового сопротивления).

Примерно около 1929 г. над этим же вопросом начали работать Saunders („Cutty Sark“), Douglas („Dolphin“), Fokker („FB-IV“), Шавров („Ш-2“) и др.

Решительно перешел на сторону амфибий Сикорский, который к этому времени почти прекратил постройку сухопутных самолетов. У него появился целый ряд амфибий („S-38“, „S-39“ и т. д.), завершившийся в 1931 г. постройкой самой большой амфибии в мире „S-40“ весом в полете 15 000 кг.

С этого времени наблюдается некоторый перелом. Многие фирмы, изготовлявшие гидросамолеты, начинают строить амфибии. Развитие амфибий шло очень медленно. Больших задач сразу не ставили, так как вопрос складного шасси для лодочного самолета являлся очень трудным. Шасси, которое должно воспринимать весь запас работы на посадке, нужно было делать многошарнирным, многозвенчатым, но в то же время надежно работающим.

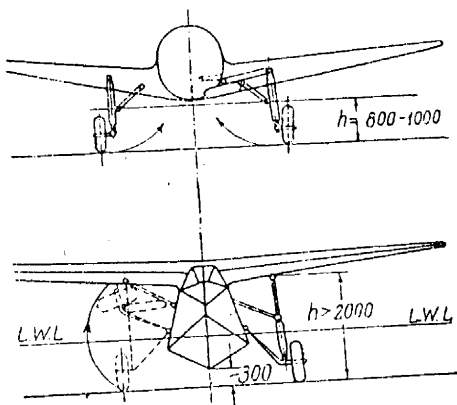
Создать механизм, имеющий много шарниров, а значит, и много люфтов, — надежный и безотказно работающий, можно лишь за счет увеличения размеров шарниров и массивности самих узлов, что приводит к очень большому весу.

Кроме того, в амфибийном шасси по сравнению с любым складным шасси сухопутных машин имеется целый ряд трудностей чисто кинематического порядка. Все последние сухопутные машины с убиранием шасси за очень малым исключением выполнены по схеме моноплан-низкоплана. Последнее значительно уменьшает размеры и количество стержней фермы и дает возможность сравнительно простыми движениями

убрать колеса в крыло. Число стержней при этом равно обычно 3—4, иногда двум и даже одному (последнее шасси системы Monospar Stieger).

Совсем иное в лодочных машинах. Даже в том случае, когда крыло лежит непосредственно на лодке, от крыла до земли получается очень большое расстояние (1,8—2 м как минимум). Это вызывает необходимость делать стержни значительных размеров как по длине, так и по сечениям. Кроме того, большая длина создает чисто геометрические трудности. Для того чтобы поднять над водой длинный стержень, его нужно как-то сократить или сложить. Стремление к последнему неизбежно приводит к лишним шарнирам. При этом вопрос усложняется необходимостью располагать все сочленения и шарниры выше ватерлинии, чтобы в поднятом состоянии шасси оказывалось полностью над водой.

Все вышесказанное прекрасно иллюстрируется на фиг. 304, где приведено сравнение шасси сухопутной и морской машин.



Фиг. 304. Сравнительные схемы шасси сухопутного самолета и амфибии.

Высота шасси увеличивается еще и за счет того, что минимальный клиренс между днищем лодки и землей должен быть > 350 мм (ход амортизации + обжатие колес ≈ 200 мм + высота «стандартной кочки» ≈ 160 мм). В результате получаются такие углы между осями стержней, которые приводят к весьма невыгодному распределению усилий. При этом нужно помнить, что морские машины имеют всегда колеса большего размера, чем сухопутные, из-за большего веса гидросамолета, что ни в коей мере не облегчает задачи складывания шасси.

Все вышеизложенное являлось причиной слабого развития амфибий. Шасси не только утяжеляло машину, что сказывалось на дальности, потолке, продолжительности полета, но также значительно ухудшало аэродинамическое качество самолета, что приводило к уменьшению скоростей. И в то время как убранное шасси на сухопутном самолете давало резкое улучшение аэродинамики, в лодочном самолете сложенное шасси увеличивало сопротивление (фиг. 304). Сложность конструкции шасси, приводившая к еще большим усложнениям в случае желаний снизить сопротивление, заставляла мириться со всеми невыгодами его за счет получения очень существенной возможности посадки на землю и на воду. Пока шасси сухопутных самолетов не пряталось, амфибии могли еще конкурировать с ними, но с момента появления убирающихся шасси разница в летных данных настолько резко увеличилась, что пора было начать думать не только о простом приподнятии шасси над водой, но и о том, чтобы спрятать шасси, если не полностью, то хотя бы частично. Еще раньше это решил отчасти Loening

в своем однопоплавковом самолете и Bignelli — в двухпоплавковом, причем Bignelli прятал колеса в поплавки.

Примерно же с 1931 г. появилось несколько амфибий, блестяще решивших задачу складывания и убирания шасси с такой же полнотой, как и в сухопутных машинах, несмотря на все трудности, присущие морским машинам.

В морском самолете есть только два места, куда можно спрятать колесо, — это лодка и крыло. Крыло, как уже было сказано, очень высоко расположено над землей. Так как шасси некоторыми своими частями крепится все же и к борту лодки, то после уборки колес в крыло, в воздушном потоке остаются некоторые детали, прикрепленные к борту (в самолете Supermarine „Mark-V“).

Кроме того, крепить шасси частично к лодке, частично к крылу невыгодно, потому что малейшая деформация крыла или неточность сборки крыла по отношению к лодке нарушают правильность кинематики механизма шасси и выводят его из строя.

Поэтому лишь очень немногие конструкторы пошли по пути убирания колеса в крыло: Bleriot в самолете „Bleriot-290“, Supermarine в самолете „Mark-V“ и др.

Американцем Грумманом был найден способ прятать колесо в лодку, вернее, в специальное углубление в борту лодки, имеющее форму таза. По этому пути, разными путями конструктивно выполняя схему, пошли фирмы Grumman, Dornier, Sikorsky, Curtiss и др.

Для лодочных самолетов это решение настолько же правильно и целесообразно, как и убирание колес в крыло в машинах сухопутных. Все стержни шасси в этом случае полностью прячутся внутри лодки, и в полете такая амфибия по внешним очертаниям ничем не отличается от нормального морского самолета.

Повидимому, эта удачная схема широко привьется в практике самолетов-амфибий. Она открывает перед конструкторами чрезвычайно широкие горизонты, и если громоздкость и очень плохая аэродинамика сложенного шасси создавали ему массу противников, то теперь должно быть иначе. Самолет-амфибия делает возможным применение его всюду, что особенно важно в наши дни, когда основными стимулами развития являются скорость и дальность.

Для покрытия дальних расстояний нужно быть готовым совершать взлет и посадку, где угодно, — а это лучше всего решается амфибией. Скорость же требует изъятия из потока всего лишнего. Все это приобретает необычайную важность и значимость в условиях СССР, где необъятные земные пространства перемежаются с водными, особенно на Дальнем Востоке, где амфибия сослужит весьма важную роль.

До сих пор существовало мнение, что амфибией может быть только небольшой самолет, не выходящий за пределы 3000—4000 кг, о чем свидетельствует статистика самолетов-амфибий.

Основной причиной этого является конструктивная трудность убирания колес больших размеров, увеличение которых непосредственно связано с увеличением веса машины. По пути расширения весовых пределов для амфибий пошел Сикорский, создавший, как уже упоминалось, гидросамолет-амфибию „S-40“ весом около 15 000 кг. Схема убирания шасси не вносила ничего нового, и колеса после складывания оставались прис-

щими в воздухе, не давая никаких аэродинамических выгод. Но было доказано самое важное, а именно — постановка морского самолета на колеса возможна до веса в 15 000 кг.

И когда появились первые сведения о новом гидросамолете Сикорского, амфибии „S-43“, с полетным весом $G \approx 8000$ кг, это уже не вызывало удивления. Наоборот, казалось естественным, что гидросамолет, имеющий дальность $D = 4000$ км и максимальную скорость $V_{\max} = 322,0$ км/час, сделан земноводным, потому что это позволяет необычайно широко и повсеместно использовать его в качестве дальнего транспортного средства. Сикорский для получения высоких скоростей поместил колеса „S-43“ в бортах лодки.

Размеры колес на „S-43“ очень небольшие, диаметр 45" (1143 мм), нагрузка же на одно колесо 4000 кг, в то время как обычное колесо размером 1250×250 мм допускает нагрузку только 2400—3000 кг. Таким образом либо эти колеса имеют очень высокое значение допустимой нагрузки, либо Сикорский заставляет работать их с высокой перегрузкой.

Между весом самолета и размером пневматиков существует тесная зависимость, которая дается табл. 43, составленной по данным ЦАГИ.

Данные тормозных колес

Таблица 43

№ по пор.	Размер пневматика мм	Давление ат	Допускаемая нагрузка на колесо кг	Нагрузка при сжатии до обода кг	Работа при обжатии до обода кг·м	Разрушающие нагрузки кг	Тормозной момент кг·м	Высота обжатия мм	Вес покрышки кг
1	750 × 125	3,5	900	2 800	104	9 000	8 200	74	5,7
2	800 × 150	4,0	1 100	4 200	200	11 250	11 500	94	6,9
3	900 × 200	4,0	1 500	7 200	500	14 100	18 100	138	10,0
4	1 100 × 250	4,0	3 100	12 500	1 180	33 800	47 000	152	20,0
5	1 350 × 300	5,0	4 000	16 400	1 763	37 900	86 500	205	33,0

В табл. 44 приведены веса снаряженных колес с покрышкой и камерой.

Вес одного колеса с покрышкой и камерой

Таблица 44

№ по пор.	Размер колеса мм	Вес снаряженного колеса кг	№ по пор.	Размер колеса мм	Вес снаряженного колеса кг
1	750 × 125	13,0	4	1 100 × 250	47,0
2	800 × 150	16,5	5	1 250 × 250	60,0
3	900 × 200	25,8	6	1 350 × 300	80,0

Все вышеприведенные колеса и пневматика работают на высоком давлении 3,5—5,0 ат. Колеса низкого давления, так называемые „баллонные“, пока имеют сравнительно малое распространение.

В табл. 45 даны характерные размеры баллонных колес.

Основные размеры баллонных колес Dunlop

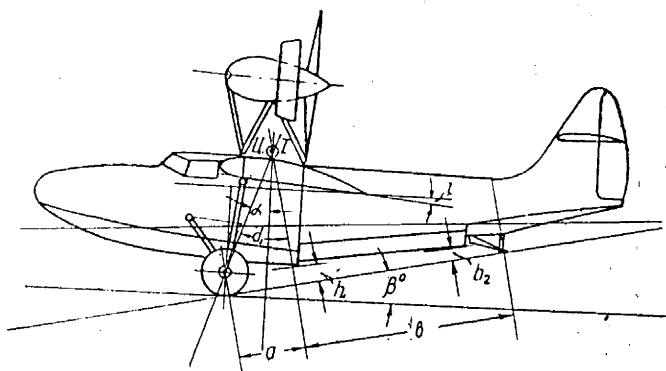
Размеры пневматика мм	Наружные пневматика мм		Размеры втулок мм		Максимальная статическая нагрузка в кг при давлении:					Вес, кг		
	диаметр	ширина	длина	диаметр	0,3 ат	0,5 ат	0,66 ат	1,0 ат	1,3 ат	втулки	пневма- тика	полный
406 × 178 × 112	420	185	127	34,92	172	213	254	326	416	1,82	3,77	5,59
500 × 218 × 127	500	228	178	44,45	272	345	416	544	670	3,5	5,20	8,7
560 × 254 × 127	520	250	178	44,45	318	397	475	612	750	3,82	6,45	10,27
660 × 280 × 165	645	274	185	55,0	453	562	670	862	1 070	4,53	12,7	17,23
760 × 330 × 165	720	324	185	55,0	590	750	910	1 180	1 450	6,12	15,7	21,82
940 × 405 × 218	925	400	250	80,0	950	1 180	1 405	1 800	2 200	11,3	38,5	49,8
1170 × 508 × 267	1 150	500	304,8	101,6	1 450	1 805	2 175	2 800	3 450	15,96	69,0	84,9

Установка колеса по отношению к самолету имеет характерные соотношения (фиг. 305).

Угол α между вертикалью, проведенной из ц. т., когда самолет находится в положении разбега, и линией, соединяющей ц. т. с осью колес, называется „капотажным“ углом. Обычно

$$\alpha = 12-15^\circ \text{ для нормальных} \\ \alpha' = 14-17^\circ \text{ для тормозных колес.}$$

Наивыгоднейшее положение $\alpha \approx 14,5-15^\circ$, потому что при этих углах во время разбега самолет отличается большой устойчивостью пути.



фиг. 305. Расположение колес амфибий.

Для тормозных колес угол α' рекомендуется брать в пределах 17° (в линии полета), 31° (на стоянке). Наилучшее же значение (на стоянке) $\alpha' = 27^\circ$ по данным инж. Машкевича А. И. („ТВФ“ № 12, 1934).

Угол $\beta \approx 10-13^\circ$ — стояночный угол атаки — в зависимости от конфигурации лодки самолета.

Угол $\beta + i$ (посадочный) $\approx 12-15^\circ$. Здесь i — угол заклинивания крыла на лодке; h_1 и h_2 — клиренс на переднем и заднем реданах (фиг. 305). Этот клиренс h_1 выбирается из следующих соображений. Примерно ход амортизации + обжатие пневматика $\approx 200,0$ мм.

Высота „стандартной кочки“ равна 160 мм.

Следовательно, минимальная высота:

$$200 + 160 = 360 \text{ мм.}$$

Так как на небольших самолетах весом до 4500 кг ход амортизации костыля $\approx 60-90$ мм, то минимальные размеры:

$$h_2 \geq 225-250, \text{ мм.}$$

Выбрав расположение колес и костыля, можно определить давление на них, распределив его обратно пропорционально плечам a и b .

Тогда нагрузка на колеса:

$$P_{\text{кол}} = \frac{G \cdot b}{a + b};$$

на костыль:

$$P = \frac{G \cdot a}{a + b}$$

Давление на костыль не должно превосходить $P \leq 300$ кг.

Так как костыль сильно увеличивает сопротивление на разбеге, его обыкновенно делают подтягивающимся к самому днищу лодки. В последних типах амфибий костыль заменен колесом.

Если расположение колес, костыля и величина давлений на костыль позволяют, то костыль лучше располагать вблизи заднего редана, так как в этом месте лодка имеет достаточно жесткое дно и очень прочное общее сечение. Если же костыль приходится устанавливать в самом конце непосредственно под оперением, то может возникнуть необходимость в усилении набора лодки.

Что касается зависимости разнота колес или, иначе, ширины колес, то здесь трудно вывести какие-либо соотношения, так как этот размер всецело зависит от выбранной схемы шасси. В конструкциях Шаврова („Ш-2“), Vickers „Viking“ и „Vulture“, Savoia „S-59“ и др. колеса непосредственно крепятся на бортах лодки. Следовательно, ширина хода зависит от ширины лодки и будет превышать ее на некоторую величину, зависящую от конструктивного выполнения узлов и механизма подъема. Для лодок Savoia, имеющих ширину корпуса 2000 мм, ширина хода колес ≈ 2300 мм, что при размахе бипланной коробки $R = 16$ м составляет 14,5% размаха. Такой ход шасси нельзя считать достаточным.

В амфибии Сикорского „S-43“, колеса которой прячутся в борта лодки, имеем ширину колес $b = 3606$ мм, что при размахе крыла 25,6 м составляет 14,1%. Для сухопутного самолета такую ширину колес нельзя считать приемлемой. Но не нужно забывать, что у гидросамолетов имеются поплавки поперечной остойчивости, которые могут сыграть роль боковых костылей в том случае, когда при посадке с боковым ветром самолет обнаружит тенденцию к опрокидыванию.

Таким образом при применении шасси, убирающихся в борта лодки, всегда будет небольшая ширина колес. С этим фактом приходится мириться, учитывая наличие поплавков.

В амфибии Douglas „Dolphin“, у которой колеса просто подтягиваются под крыло, ширина колес $b = 3650$ мм. Размах этого самолета $R = 18,6$ м. Таким образом ширина колес составляет 20% от размаха. Вообще для моноплана ширина колес желательна $\approx 20-25\%$.

Многие двухреданные машины имеют задний редан либо в форме редана водоизмещения, либо просто заостренной формы. Таковы машины: „S-43“, Douglas „Dolphin“, Fokker Corporation „Antares“ и др. Все эти машины имеют вместо костыля колесо, которое или втягивается в днище лодки, как у Сикорского („S-43“), или же поворачивается вокруг горизонтальной оси, как у „Douglas“ и „Antares“.

Для расчета амортизации по нормам прочности определяется количество безопасной работы, которое должно воспринять шасси при динамическом приложении нагрузки.

Затем, учитывая работу, воспринимаемую самим пневматиком, определяют разницу, поглощаемую амортизатором.

Минимальный допустимый ход амортизации при максимальной безопасной перегрузке:

$$S = (160 + 0,25 \delta_0 - \delta_{\max}) \varphi,$$

где S — ход амортизации в мм;

δ_0 — обжатие пневматика на стоянке в мм;

$\delta_{\max}$ — обжатие пневматика при максимальной безопасной перегрузке в мм;

φ — средний коэффициент передачи, зависящий от геометрических соотношений шасси и равный отношению нагрузки на амортизационную ногу и давления на колесо.

Выбрав размеры колес и схему шасси, приступают к расчету амортизации. Амортизаторы различают нескольких видов.

Резиновая шнуровая амортизация в наши дни почти совсем не применяется. Несколько большее распространение имеет резиновая пластинчатая амортизация, работающая на сжатие, но и этот вид амортизации начинает уступать место масляно-пневматической и чисто пневматической амортизации.

Резиновая амортизация с течением времени меняет свои свойства. Она становится или более жесткой (при работе на сжатие), или, наоборот, теряет эластичность (вытягиваясь при растяжении) под влиянием атмосферных условий (температура, влажность и т. д.). Поэтому ее приходится часто менять. Кроме того, чтобы получить амортизацию достаточно мягкую, приходится ставить большое количество резиновых колец, что приводит к большому весу.

Желание сделать амортизацию небольшой по весу и по объему заставляет допускать значительные перегрузки, что в свою очередь может привести к быстрому износу самолета.

Масляная и пневматическая амортизации допускают возможность получения значительно большего хода амортизации, а, значит, и большей мягкости посадки и связанных с нею меньших перегрузок.

За последнее время у нас в СССР и за рубежом почти полностью отказались от резины и перешли на масло или воздух.

Правда, эти амортизаторы очень сложны и требуют весьма тщательного и точного изготовления. Но сложность изготовления с избытком окупается длительностью эксплуатации как самого амортизатора, так и самолета.

Расчет масляно-пневматической амортизации приведен в прекрасной книге Щетникова „Исследование работы масляно-пневматических амортизаторов“, изд. ЦАГИ, „Технические заметки“, № 25, 1933. Кроме того, в „Технике воздушного флота“ и в ряде зарубежных изданий имеется целый ряд статей по этому вопросу. Теоретически вопрос рассмотрен в книге проф. Ветчинкина „Динамика самолета“.

Необходимый исходный для расчетов материал приведен в „Нормах прочности“ для самолетов, помещенных в журнале „Техника воздушного флота“ за 1933 г., № 10, и 1934 г. № 9, изданных ЦАГИ и МАИ отдельной книжкой.

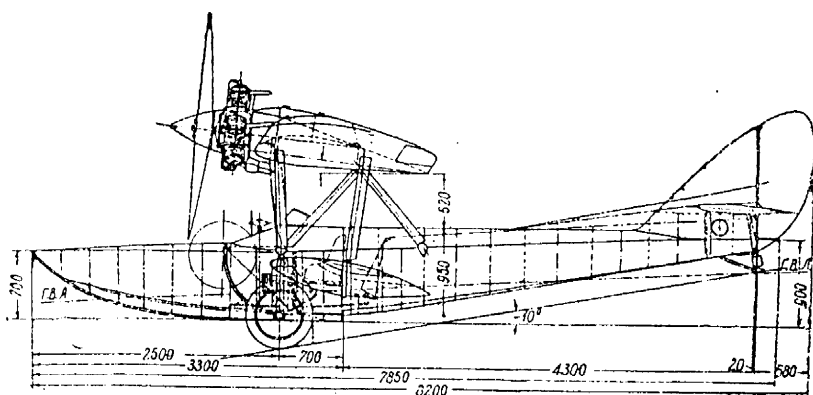
Ряд зарубежных фирм и заводов выполняет амортизационные ноги всех размеров, подобно тому как фирмы Edo и Brewster — поплавки для любого тоннажа. Имеется целый ряд каталогов, по которым можно

выбрать и заказать амортизатор соответственных размеров. Во Франции по этим вопросам работает фирма Messier, в Англии — Vickers и т. д.

Большое распространение получили за последнее время амортизационные стойки фирмы Faudi. Эта германская фирма исключила масло из своих амортизаторов и применяет только один сжатый воздух. Применение сжатого воздуха значительно повысило эластичность амортизатора, так что самолет „Heinkel-70 A“, на котором стоят амортизаторы „Faudi“, может легко совершать посадки на вспаханное поле без всякого вреда для самолета. Пассажиры также не чувствуют резких толчков при посадке. Такая мягкость посадки создается необычайно большим ходом амортизации. В то время как нормальные резиновые амортизаторы имеют ход 100—120 мм, а масляно-пневматические 150—200 мм, амортизаторы „Faudi“ имеют ход 250—325 мм в зависимости от размеров амортизационной стойки.

2. КОНСТРУКТИВНЫЕ СХЕМЫ И КОНСТРУКЦИЯ ДЕТАЛЕЙ ШАССИ АМФИБИЙ

Как уже отмечалось выше, примерно до 1932 г. при проектировании амфибий почти не стремились к уменьшению сопротивления поднятого шасси, которое выполняло свою роль при посадке на землю, что считалось достаточным. Вся задача заключалась лишь в том, чтобы под-



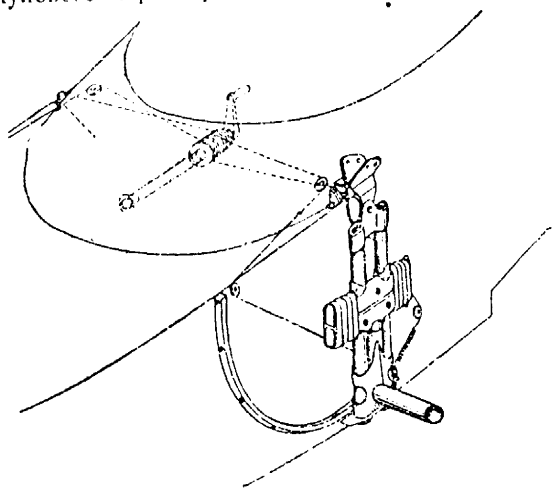
Фиг. 306. Амфибия „Ш-2“. Вид сбоку.

нять колесо и его стержни над водой. Несмотря на то, что в настоящее время существует совершенно определенная и ясная тенденция к тому, чтобы спрятать колеса, старые конструкции шасси еще мирно уживаются с новыми, и поэтому их нельзя обойти молчанием.

Схема шасси амфибии „Ш-2“ (фиг. 306) несколько напоминает схемы, применявшиеся фирмой Vickers на старых машинах „Viking“ и „Vulture“. Схема, кроме того, интересна еще в том отношении, что принадлежит одной из самых маленьких амфибий в мире.

Общее понятие о конструкции шасси „Ш-2“ и способе его подъема дает фиг. 307. На каждом из бортов лодки установлены специальные

рельсы дугообразной формы, имеющие сечение в виде угольника. По этим рельсам перемещается нижний конец амортизационной ноги, поворачивающейся вокруг верхнего своего конца, закрепленного на узле у верхнего скулового стрингера лодки. Таким образом при поворачи-

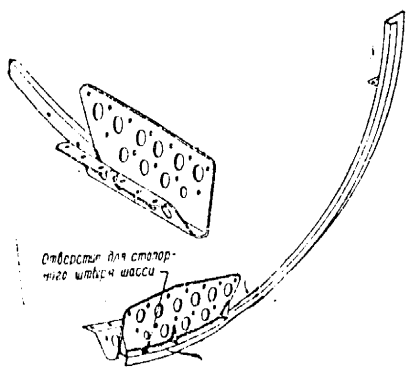


Фиг. 307. „Ш-2“. Конструкция шасси и механизм подъема его.

вании рукоятки подъемного механизма (фиг. 307) тросы, идущие с катушек, натягиваются, освобождают контрящее устройство и заставляют амортизационную ногу вместе с сидящим на ней колесом поворачиваться в плоскости борта до тех пор, пока колесо не окажется полностью над водой.

Схема необычайно проста — в этом ее достоинство. Но рельс, амортизационная нога и колесо все же остаются совершенно открытыми в воздушном потоке и сильно увеличивают лобовое сопротивление.

Приведем еще несколько характерных конструкций шасси этого типа. На фиг. 308 дана конструкция направляющего рельса. Рельс и нижний башмак — из стали „М“ толщиной 2,5 мм — крепятся к лодке болтами $\varnothing 3$ мм и шурупами.



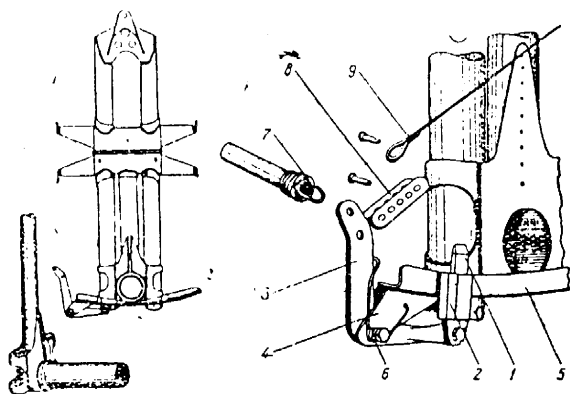
Фиг. 308. „Ш-2“. Направляющий рельс.

Амортизация этого шасси — шнуровая, $\varnothing 13$ мм — самая простая и дешевая для машины такого типа. Наружные трубы ноги шасси являются направляющими, а средняя труба передает усилие на амортизатор (фиг. 309). Стопорится шасси в верхнем и нижнем положениях помощью штыря 1, который входит в отверстия на направляющем рельсе и удерживается там проушиной 6. При натягивании подъемный

трос 9 сначала вытаскивает штырь из отверстия в рельсе, а затем поднимает все шасси. Колесо — 700×120 мм.

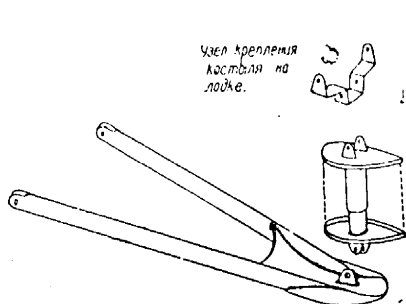
Костыль — очень простой конструкции с пластичной резиновой амортизацией обтекаемой формы (фиг. 310).

Схема CAMS (фиг. 311) получила довольно широкое распространение и применяется многими фирмами, например Sargo „Cloud“ (см. фиг. 2).

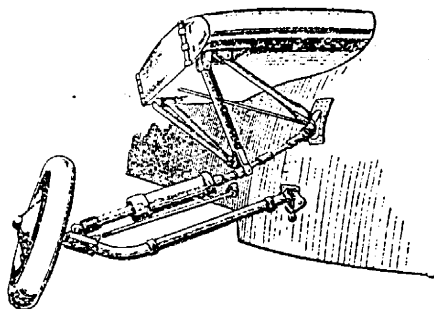


Фиг. 309. „Ш-2“. Нога шасси и столорный механизм

Колесо посажено на полуось, закрепленную одним концом на борту лодки. Для фиксации положения колеса относительно лодки полуось связана с бортом лодки еще одним подкосом так, что полуось и этот подкос образуют треугольник. Амортизационная стойка сделана из двух частей: верхней, состоящей из двух труб, образующих с крылом треугольник, и нижней — одной стойки со включенным в нее амортизатором.

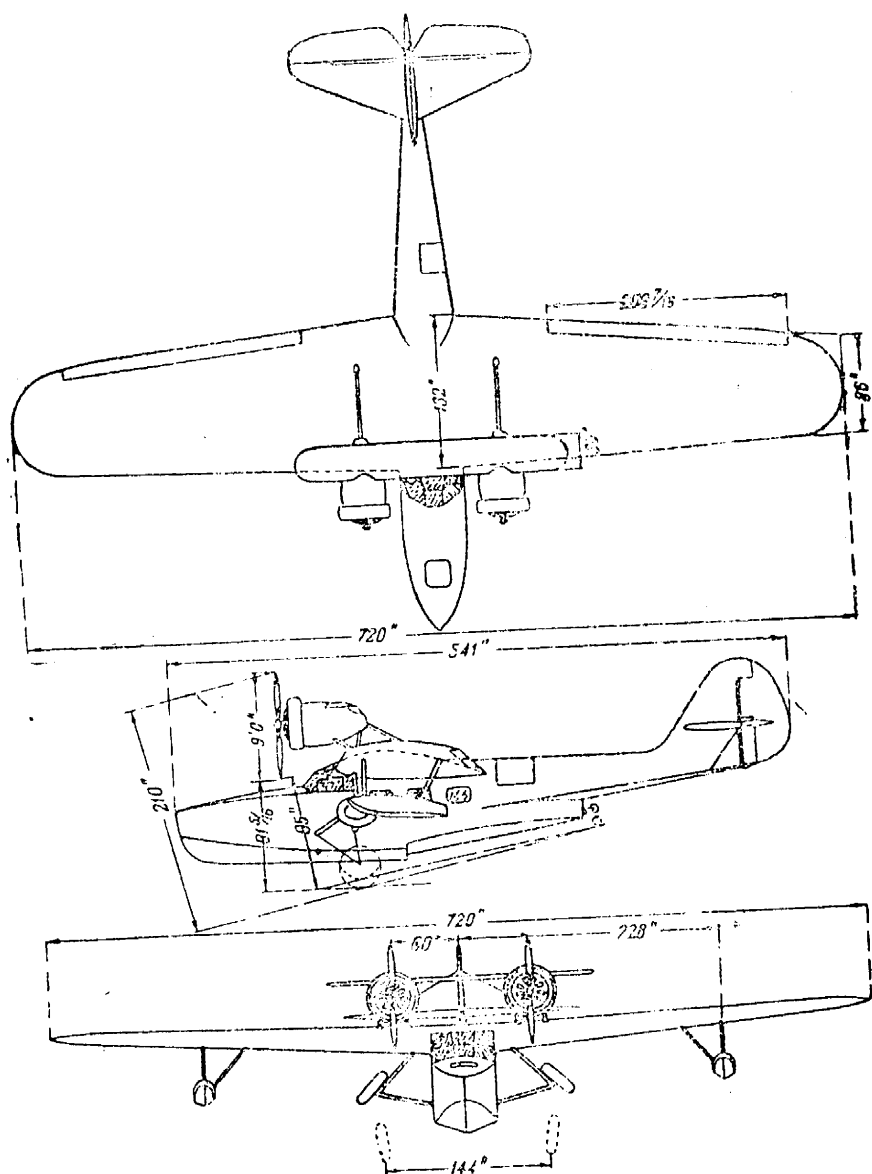


Фиг. 310. „Ш-2“. Костыль.



Фиг. 311. CAMS. Шасси.

Амортизатор может быть выполнен по любой системе: резиновые пластины, масло-воздух или просто воздух. Шарнир, в котором соединяются амортизационные стойки, и верхний треугольник соединены с бортом лодки специальным подвижным стержнем, который фиксирует положение этого шарнира.

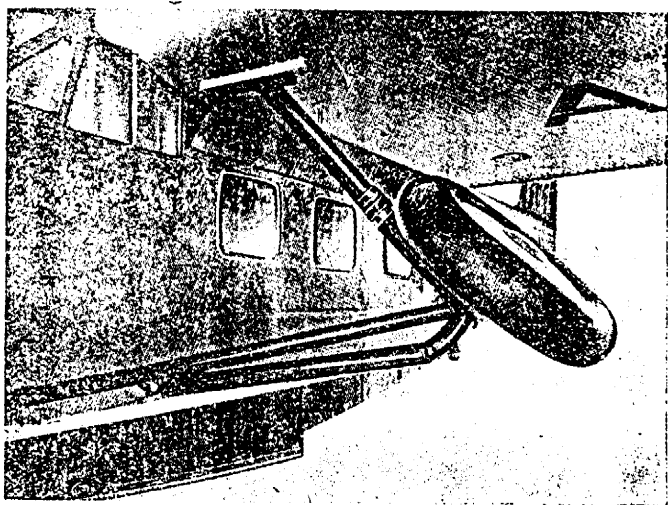


Фиг. 312. Douglas „Dolphin“. Схема расположения шасси и его подъема. Шасси убрано.

Когда подвижной стержень полностью выдвинут из лодки, обе части вертикальной ноги располагаются вертикально и представляют собой одну ногу, поддерживаемую этим дополнительным стержнем. В таком положении шасси готово к работе.

Если же пилот с помощью специального механизма начинает втягивать дополнительный стержень внутрь лодки, верхний треугольник поворачивается вокруг продольной оси и увлекает за собой через амортизационную ногу нижнюю полуось с подкосом. В результате такого движения колесо поднимается над водой и подтягивается к крылу.

Если посмотреть на левую часть лодки (см. фиг. 304), где показано шасси в сложенном виде, то становится очевидным, что оно в опущенном состоянии должно давать меньший лоб, чем в поднятом,



Фиг. 313. Douglas „Dolphin“. Момент подъема шасси.

потому что при опускании колеса уменьшается интерференция между крылом и колесом. Если шасси поднято, всю часть крыла над шасси нужно считать испорченной и исключенной из работы. Все же эта схема вследствие своей простоты и надежности применяется до сих пор.

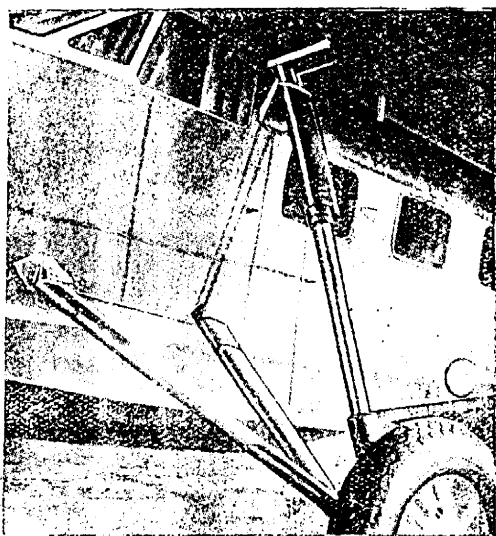
Другая не менее распространенная схема шасси, еще более простая по количеству стержней и по кинематике подъема (фиг. 312, 313 и 314), применяется на самолетах Saunders „Cutty Sark“, „SECM-110“ и др.

Шасси состоит из трех стержней: полуоси с насаженным на нее колесом, переднего подкоса и амортизационной стойки.

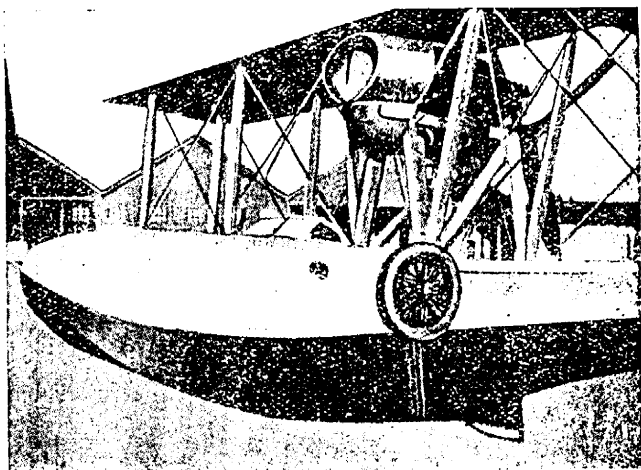
Амортизационная стойка имеет масляно-пневматический амортизатор и гидравлический цилиндр, в который телескопически входит амортизационная нога с поршнем. Давление масла по ту или иную сторону поршня в гидравлическом цилиндре заставляет амортизационную ногу удлиняться или укорачиваться, поднимая этим колесо над водой.

Эта система подъема шасси, вообще говоря, равноценна системе CAMS, но несколько проще ее.

Итальянский инженер Marchetti, главный конструктор фирмы Savoia, пользуясь тем, что все его лодки имеют относительно большую ширину, несколько упрощает способ подъема колес. Схема шасси Savoia по



Фиг. 314. Douglas „Dolphin“. Шасси опущено.



Фиг. 315. Savoia „S-59“. Лодка амфибии с поднятым шасси.

идее напоминает схему Vickers и Шаврова, только вместо вращательного движения вокруг верхнего узла весь механизм поднимается вверх поступательно вдоль борта лодки (фиг. 315 и 316).

На борту лодки на специальных кронштейнах поставлены две направляющие вертикальные трубы. Посредине между ними находится вертикальный винт, наподобие ходового винта у любого станка. Амортизация поставлена на специальную каретку, к которой прикреплено

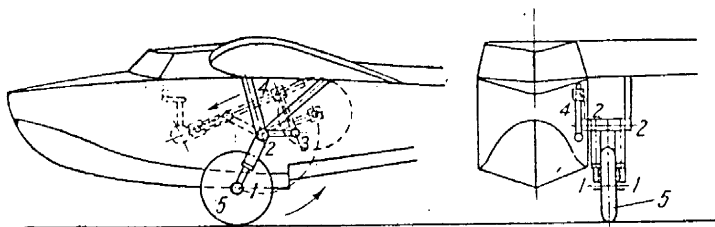


Фиг. 316. Savoia „S-59“.

колесо. Каретка имеет гайку, насаженную на винт. Таким образом при движении винта гайка вместе с кареткой поднимается или опускается в зависимости от направления вращения винта. Винт закреплен в подшипниках на тех же кронштейнах, что и направляющие трубы.

Механизм, приводящий во вращение винт, находится в рукоятке у пилота. Колесо при посадке перемещается относительно каретки, заставляя этим работать амортизацию.

Такая система шасси может быть применена только в случае широкой лодки и сравнительно малого размаха крыльев. Необходимость

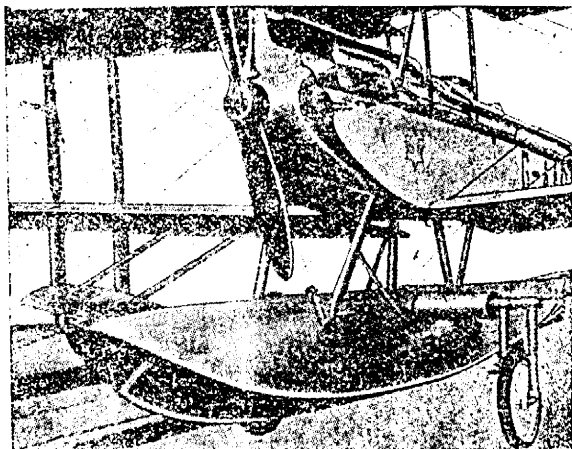


Фиг. 317. Lioré et Olivier „H-22“.

опустить колесо до соприкосновения с землей и дать достаточный клиренс между днищем лодки и землей заставляет довести винт и направляющие трубы до самой нижней скулы лодки, т. е. опустить их ниже ватерлинии, что сильно увеличивает сопротивление лодки.

Эту конструкцию нельзя признать особенно удачной.

Интересный способ подъема шасси применен в амфибии Lioré et Olivier „H-22“ 1929—1930 гг., полетный вес которой составляет около 1100 кг (фиг. 317). Колесо заключено в амортизационную рамку,

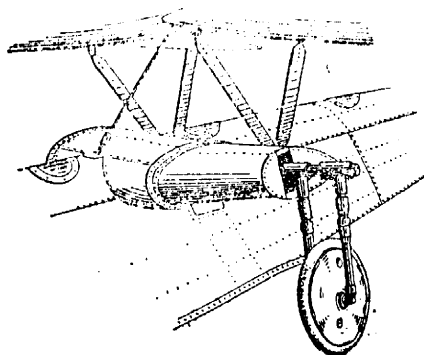


Фиг. 318. Havilland „Moth“.

имеющую вид буквы П. Эта рамка 1—2—2—1 внизу соединена осью 1—1 и может поворачиваться вокруг оси 2—2, поддерживаемой двумя подшипниками, из которых один закреплен на борту лодки, а другой покоится на специальном кронштейне из двух труб, образующих треугольник. К амортизационной рамке изнутри лодки приделан наглухо рычаг 2—3, соединенный шарнирным звеном 3—4 с гайкой 4, сидящей на ходовом винте. При вращении ходового винта помощью ручки, показанной на чертеже, и зубчатой передачи гайка 4 начинает перемещаться по винту в направлении, указанном стрелкой, увлекая за собой звено 4—3 и систему 3—2—1.

Схема эта очень проста.

Аналогичную, но еще более упрощенную схему шасси и способ подъема колеса имеет американская амфибия „Privateer“, общий вид которой дан в приложении.

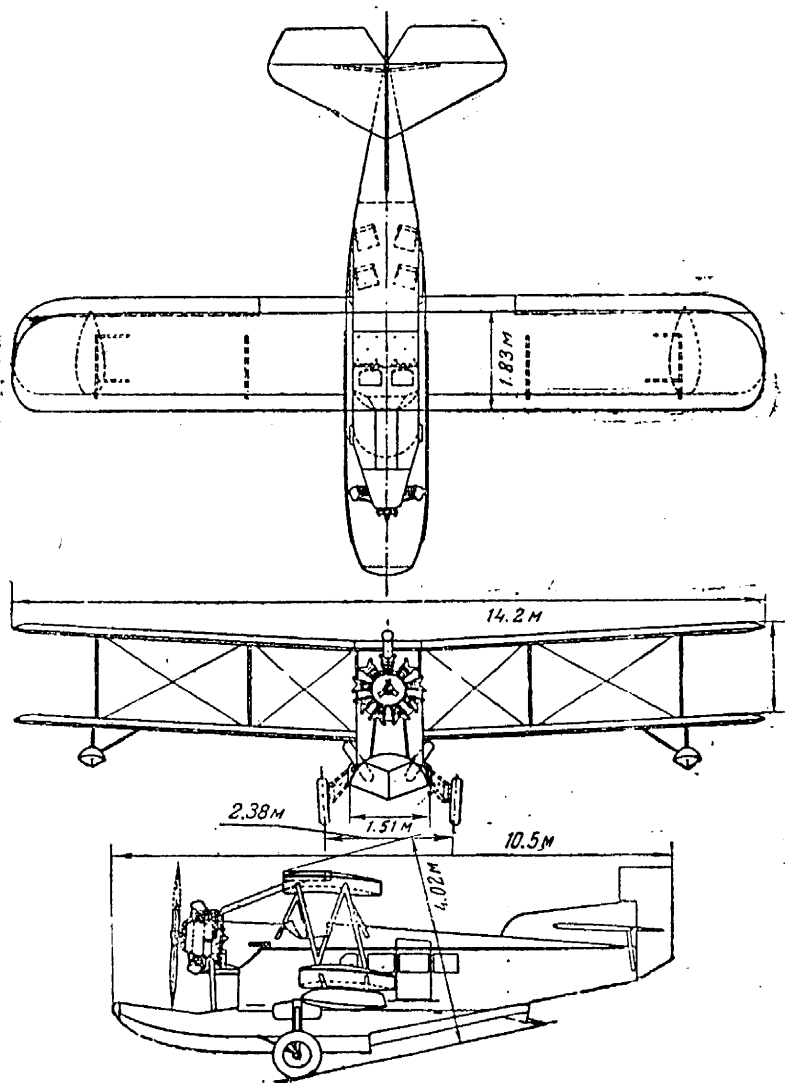


Фиг. 319. Havilland „Moth“. Шасси.

Эта схема шасси почти полностью повторена в амфибии Savoia „S-80“ (фиг. 323). Сравнение способов конструктивного оформления обеих схем, а главное — капотажа их, дает яркую иллюстрацию того, как изменилась точка зрения на общую аэродинамику самолета и на

необходимость тщательного капотирования всех находящихся в потоке деталей.

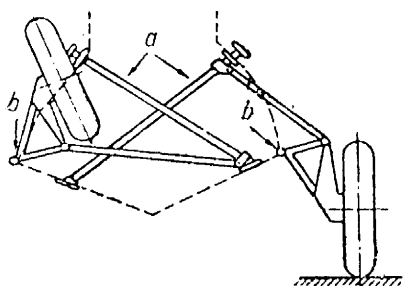
В заключение по рассмотрении этой группы старых форм амфибийных машин приводится еще конструкция машины одноплановой машины Havilland „Moth“, разработанной вместе с фирмой Short (фиг. 318 и 319).



Фиг. 320. Loening. Схема амфибии.

Эта конструкция очень близка только что описанной выше Lioré et Olivier „Н-22“. Колеса, сидящие в специальной вилке, поворачива-

ются кверху во время взлета с воды. Для поддержки колес на поплавке наклепаны специальные кронштейны обтекаемой формы, внутри которых и находится механизм подъема.



Фиг. 321. Loening. Схема механизма шасси.

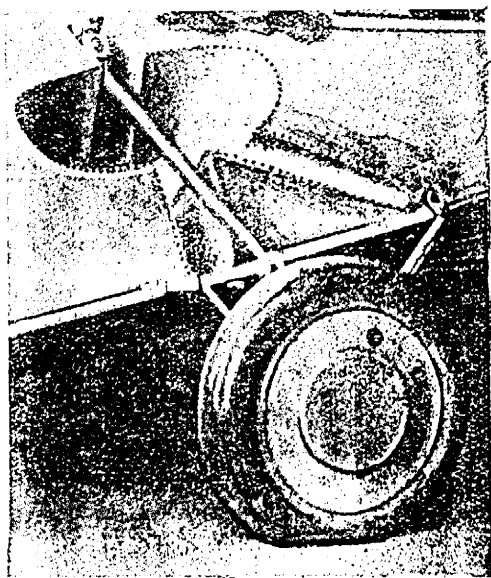
уменьшения лобового сопротивления шасси не только приподнималось над водой, но и пряталось внутрь поплавка, правда, не целиком, а лишь наполовину, — но и это тогда нужно было признать большим шагом вперед (фиг. 321).

Внутри полавка крестообразно расположены два ходовых винта *a*. При вращении винтов по ним перемещаются две гайки, увлекающие за собой при своем движении стержни, поднимающие две тележки с колесами. Эти тележки поворачиваются вокруг оси *b*, а колеса при полном поднятии входят в специальные углубления в бортах полавка и выступают оттуда лишь наполовину (фиг. 322).

В старых конструкциях шасси не делалось даже попыток (за исключением единичных неудачных опытов) скрыть или убрать стержни.

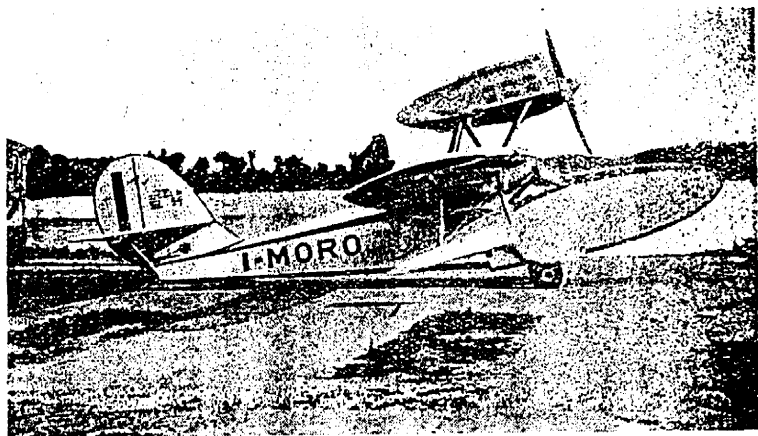
В этой же конструкции все стержни и даже половина колеса скрыты в полавке.

Примерно с 1932 г. наблюдается тенденция к повышению скоростей самолетов всех классов. Создаются новые формы, усиленно ведутся аэродинамические исследования. Все направлено к улучшению аэроди-

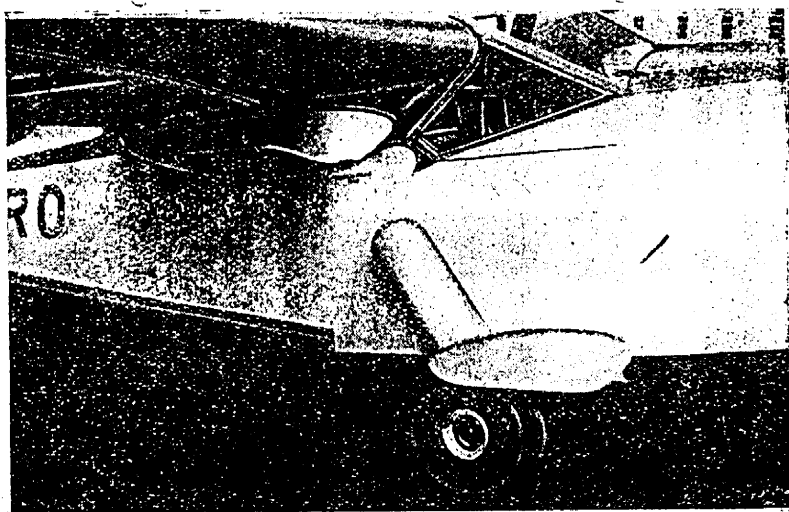


Фиг. 322. Loening. Гнездо колеса.

намики самолета и чистоте внешних форм. Конечно, при такой ситуации шасси амфибий оказались грубым пережитком: их нужно было либо облагородить и улучшить, либо убрать,—если не полностью, то частично,



Фиг. 323. Savoia „Marchetti S-80“ на колесах.



Фиг. 324. Savoia „Marchetti S-80“. Шасси в опущенном состоянии.

и удачнее, чем это сделано Loening. Примерно с этого же времени все сухопутные фирмы начинают убирать шасси своих машин.

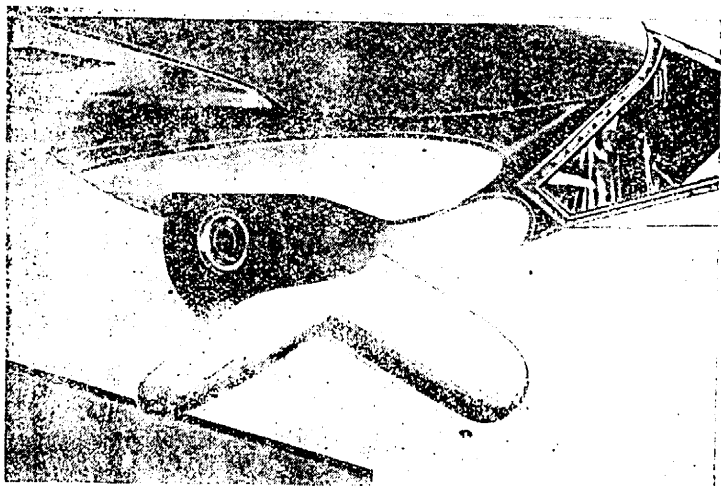
Самым удобным местом для этой цели в лодочных самолетах являются крыло и лодка (поплавки).

И, действительно, при рассмотрении новых форм шасси и новых способов складывания видно, что большинство конструкторов пошло именно по этим двум путям, — и лишь немногие дали несколько отличные варианты.

Одну из современных форм шасси имеет новая амфибия Savoia „Marchetti S-80“ весом 1100 кг (фиг. 323).

Различные фазы подъема колес и способ канотирования показаны на фиг. 324, 325 и 326.

Схема всего шасси аналогична схеме Lioré et Olivier „Н-22“ — разница только в деталях. К сожалению, Marchetti нигде не опубликовал более подробных данных, поэтому о деталях конструкции можно только догадываться. Во всяком случае, стойка, несущая колесо на себе, аморти-



Фиг. 325. Savoia „Marchetti S-80“. Момент подъема шасси.

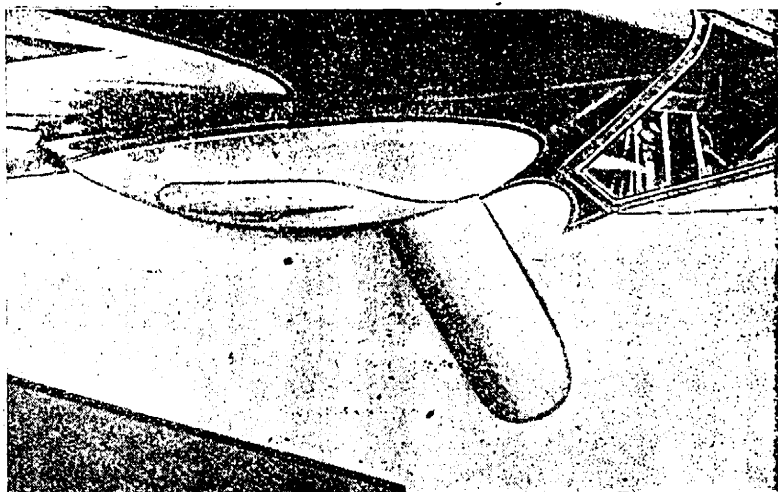
зации не имеет. Можно только предположить, что рычаг 1—2—3 (см. фиг. 317), который в схеме Lioré et Olivier сделан жестким, — в данном случае сделан составным, — и между звеньями 1—2 и 3 вставлена амортизация.

Интересен способ канотирования колеса под крылом. Правда, стойка, несущая колесо, образует щель около борта лодки, что должно сильнее увеличить лобовое сопротивление лодки, чем простое углубление. Но во всяком случае, если сравнить шасси „S-80“ с Lioré et Olivier „Н-22“ и „Privateer“, а также со старой конструкцией Marchetti „S-59“, то станет ясным сдвиг, который произошел в конструкциях шасси.

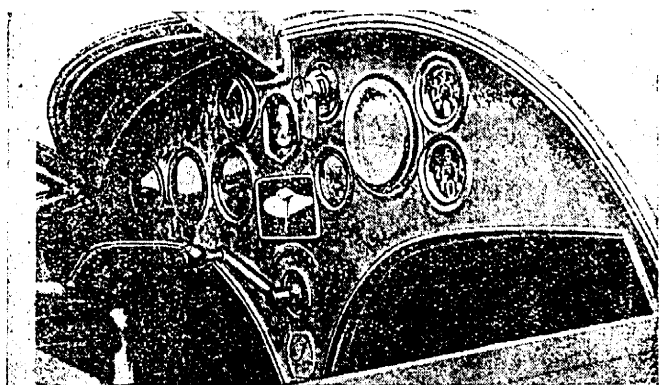
Подъем и спуск шасси достигаются вращением одной только ручки, удобно расположенной на гаргротной доске перед пилотом (фиг. 327).

Конструкцию шасси для такой небольшой машины нужно признать весьма удачной, в особенности после сравнения с Lioré et Olivier „Н-22“ и „Privateer“. Простота уборки и канотирования достигнута

благодаря весьма малым размерам пневматиков Dunlop. Колесо имеет диаметр 420 мм, а диаметр баллона 185 мм. Давление внутри баллона 1,8 ат, что несколько превышает обычно принятые в практике давления. Но это давление необходимо было повысить, чтобы допустить



Фиг. 326. Savoia „Marchetti S-80. Шасси убрано.

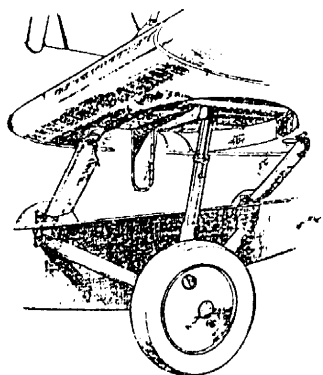


Фиг. 327. Savoia „Marchetti S-80“. Расположение ручки подъемного механизма шасси.

нагрузку на одно колесо в 550 кг, потому что по таблице при давлении 1,33 ат допустимая нагрузка всего 416 кг.

Костыль (см. фиг. 323) — открытый, расположен под рулем направления и соединен с ним. Это делает его управляемым, что облегчает рулежку и маневрирование на суше. Амортизатор сделан из пластин резины.

В конструкциях, у которых колесо прячется в крыле, часть стержней крепится к крылу, а другая часть — к лодке. Стержни, которые крепятся к крылу, обязательно прячутся полностью, а стержни, закрепленные на лодке, так и остаются в воздухе. Таким образом это решение не достигает 100-процентной уборки всех стержней, как это имеет место в сухопутных машинах, а потому не может быть названо идеальным. Все же по сравнению со старыми способами это громадный шаг вперед.

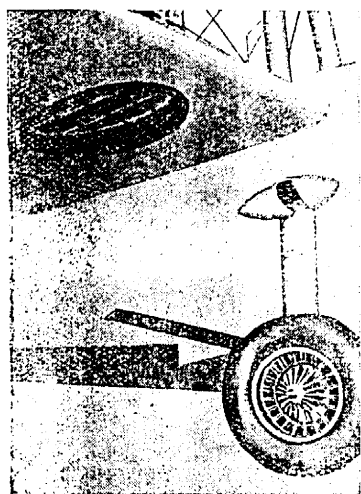


Фиг. 328. Bleriot „Zappata-290“.
Шасси.

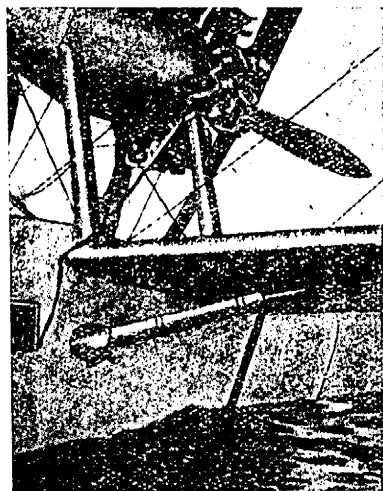
Сначала следует рассмотреть машину, предшествующую современным: Bleriot „Zappata-290“ весом 1700 кг.

В нижнем крыле этого самолета сделано специальное углубление, имеющее форму таза, в которое прячется колесо после подъема. Внутри же

нижнего крыла в направлении его размаха расположены (фиг. 328) ходовые винты, по которым перемещаются гайки, являющиеся опорами для амортизационных стоек.



Фиг. 329. Supermarine „Mark-V“.
Шасси опущено.

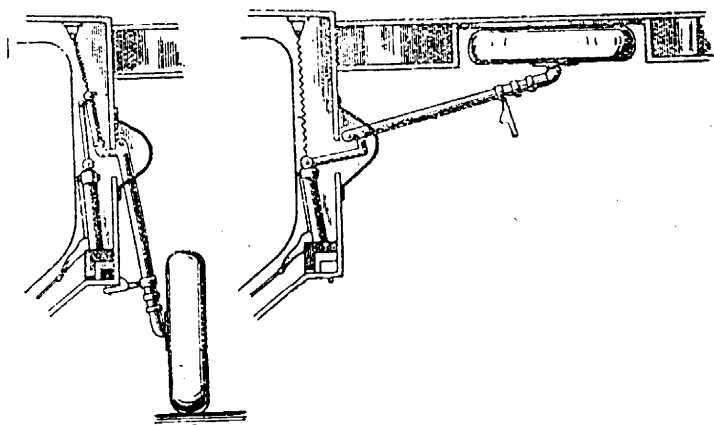


Фиг. 330. Supermarine „Mark-V“.
Шасси убрано.

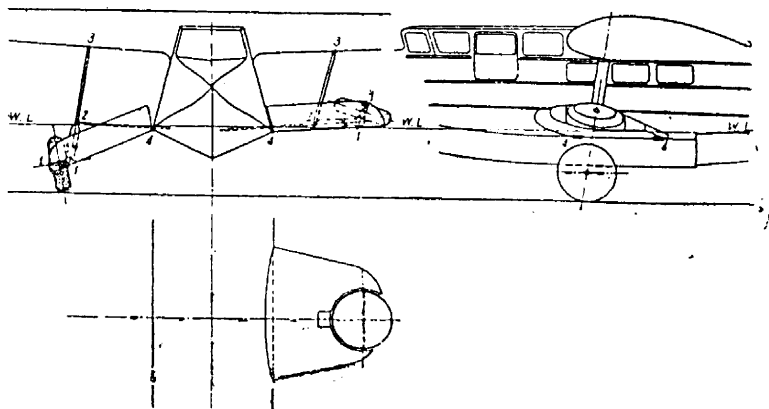
При вращении винта гайки перемещаются по винту и увлекают за собой амортизационную ногу, которая в свою очередь поднимает колесо

и прячет его в углубление крыла. Но две полуоси все же остаются в воздухе.

Аналогичная по замыслу, но более интересная по выполнению схема шасси применена на последнем гидросамолете Supermarine „Mark-V“ (см. фиг. 4).



Фиг. 331. Supermarine „Mark-V“. Схема шасси.



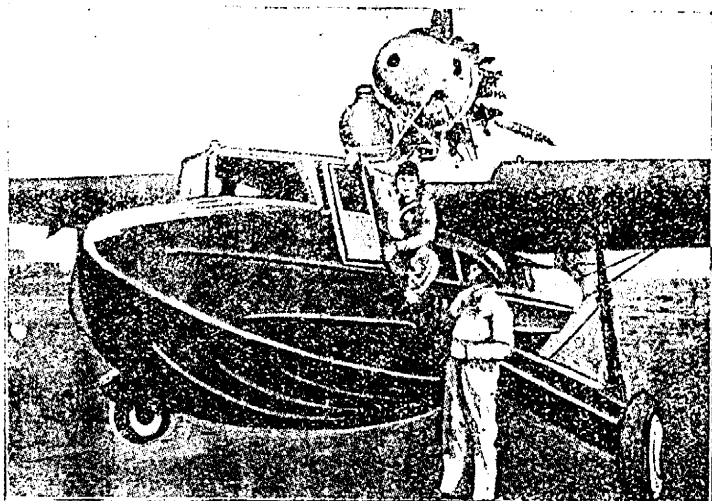
Фиг. 332. Fokker „F-XI“. Схема шасси.

Этот самолет выпущен в конце 1933 г. в качестве корабельного разведчика. Данные его до сих пор не опубликованы, так как самолет находится на вооружении в английском воздушном флоте.

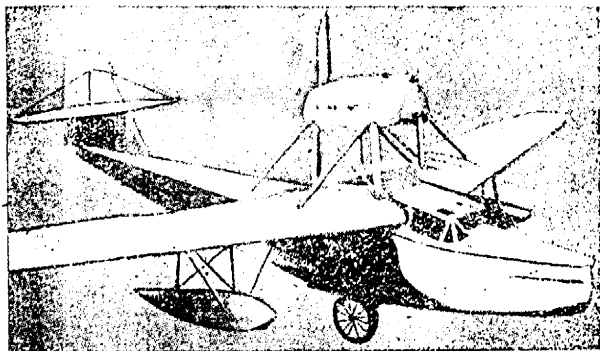
Колесо крепится к борту лодки всего двумя стержнями, из которых передний является амортизационным с масляно-пневматической амортизацией (фиг. 329). Взаимное расположение колеса, оси поворота

на шасси и крыло выбраны так, что при повороте всего механизма колесо полностью прячется в специальное углубление внутри нижнего крыла (фиг. 330).

Как видно из схемы (фиг. 331), шасси приводится в действие помощью гидравлического цилиндра, помещенного внутри лодки. Нака-



Фиг. 333. Fokker „FB-XI“ с жабрами на колесах.



Фиг. 334. Dornier „Libelle“.

чивая масло, заставляют поршень выйти из цилиндра, опуская этим колесо вниз. Специальный захват крепится к гнезду на нижней скуле лодки, и, таким образом, шасси фиксирует свое положение.

При необходимости поднять колесо масло подается сверху поршня и заставляет его опуститься до дна цилиндра, причем втягивающийся

шток увлекает за собой верхний рычаг амортизационной ноги и тем самым поднимает колесо. Для поднятия и опускания шасси у пилота имеется масляный насосик для перекачивания масла из одной части цилиндра в другую.

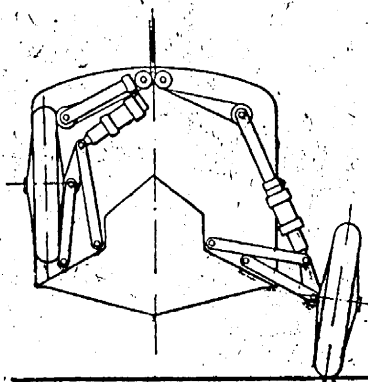
Единственное в своем роде шасси (фиг. 332 и 333) было запатентовано и затем реализовано Fokker. Небольшой самолет „FB-XI“ весом всего около 2900 кг был построен в 1929 г. в Америке (фиг. 333). Самолет сделан в виде свободонесущего моноплана с толкающим винтом. Поперечная устойчивость самолета обеспечивается наличием штурмелей или жабр.

Действие шасси заключается в следующем (фиг. 332). Жабры прикреплены к лодке не наглухо, как у Dornier, а с помощью шарниров 4—4, вокруг которых они могут поворачиваться. В самой жабре сделана полость по форме колеса, в которой это колесо и располагается, будучи прикреплено к жабре также шарниром в узле 1. Колесо насажено на полуось 1—1—2, конец которой 1—2 выполнен в качестве амортизационной ноги. Точка 2 полуоси соединена с крылом стержнем 2—3, имеющим шарнирные концы. Узел 2 полуоси соединен с лодкой стержнем 2—4, который может втягиваться в лодку или выдвигаться из нее.

Если стержень 2—4 втянуть в лодку, то он потянет за собой узел 2, в результате чего жабра поднимется в положение, указанное справа, а колесо войдет в свое гнездо. Стержень будет втягиваться до тех пор, пока узел 2 не дойдет до упора 2, помещенного внутри жабы. Это фиксирует положение и, кроме того, дает опору жабре в точке 2, причем стержень 2—3 начинает работать как простая стойка. Таким образом самолет превращается в нормальный гидросамолет с жабрами вместо поплавков.

Если выталкивать из лодки стержень 4—2, то, так как направление 4—2 проходит выше точки 1, создается момент, который отклоняет жабру книзу. Движение стержня 4—2 будет продолжаться до тех пор, пока точки 3—2—1 не станут на одну общую прямую. В этом случае стержни 3—2 и 2—4 образуют жесткий треугольник, жабра 4—1 начинает играть роль полуоси колеса, подобно полуоси в схеме Douglas, а стержень 1—2 амортизирует удары. При втягивании стержня 4—2 весь процесс повторяется, и жабра становится на свое место. Кроме стержня 4—2, это же движение точки 2 можно осуществить помощью тросов, которые будут водить эту точку в обе стороны.

К числу недостатков этой системы нужно отнести то обстоятельство, что жабра располагается очень близко к крылу, и между ними остается сравнительно небольшая щель, меньшая, чем ширина жабы. Это сильно ухудшает аэродинамику самолета в целом. И, вероятно, поэтому Fokker отказался от этой схемы шасси и перешел на обычную стержневую

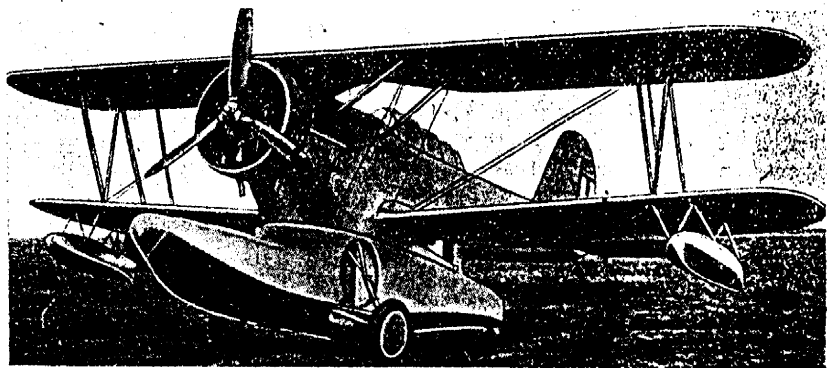


Фиг. 335. Grumman. Схема шасси.

систему, подобно Douglas. Для такой схемы шасси с жабрами крыло необходимо поднять значительно выше, как это сделано на „Martin-130“.

Наиболее совершенной, получающей все большее и большее распространение, является схема шасси, разработанная американским конструктором Grumman (фиг. 335).

Основная идея ее заключается в том, что шасси крепится только к лодке или поплавку и прячется полностью внутрь лодки, включая и колесо, для которого в борту делается специальное углубление, имеющее форму таза. В настоящее время такое шасси применяется не только для гидросамолетов, а и для сухопутных машин. Шасси Grumman (фиг. 336) стоит на нескольких американских истребителях и разведчиках. Кроме того, шасси поставлено на: 1) гидросамолет Dornier „Libelle“ 1933 г., 2) ближний базовый разведчик Сикорского „XSS-2“ и 3) последний пассажирский самолет Сикорского „S-43“.



Фиг. 336. Амфибия „Grumman“.

Коротенькая полуось колеса крепится к лодке двумя направляющими рамками, вращающимися вокруг двух различных осей. Оси вращения рамок выбраны таким образом, чтобы колесо, которое при стоянке образует с вертикалью угол $3-4^\circ$, в сложенном виде совпадало с плоскостью борта лодки.

Если колесо не изменяет своего наклона, то точки вращения рамок образуют параллелограм. К верхней точке полуоси колеса крепится шарнирно амортизатор. При такой системе амортизационная нога нагружается только продольной силой. Эта нога сделана составной из двух половин, соединенных шарниром, поставленных эксцентрично. В верхней точке крепления ноги на оси шарнира поставлена цепная зубчатка, жестко скрепленная с верхней частью ноги. При натяжении тросов или цепей Галля зубчатка начинает вращаться вокруг верхнего шарнира и поворачивает верхнюю часть ноги, которая поднимает с собой нижнюю часть и связанное с ней колесо. Колесо полностью закрывает отверстие в борту лодки, и, таким образом, все стержни оказываются защищенными от воздушного потока. В этой схеме можно ме-

нять и совершенствовать механизм подъема, но сама схема должна быть признана безупречной.

Даже при узком поплавке (фиг. 334) все же получаем достаточно широкий ход шасси. Недаром американцы даже сухопутные машины ставят на такое шасси. Сам по себе самолет интереса почти не представляет (фиг. 336) — это классический фюзеляжный биплан с тянущим винтом. Интересен только поплавок, несущий на себе шасси.

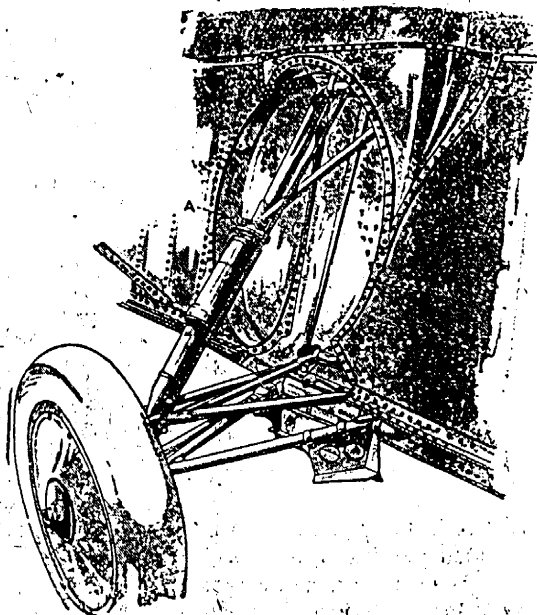
При конструировании шасси кинематика складывания его заставила прорезать нижнюю скулу (фиг. 337). Как видно из рисунка, направляющие рамки имеют вид треугольников, сваренных из труб.

Механизм подъема и опускания шасси конструктивно простой (фиг. 338). Он состоит из пары больших зубчаток, синхронизирующих подъем шасси. Эти зубчатки приводятся во вращение от рукоятки, находящейся у пилота. На той же оси, на которой сидит большая зубчатка, помещается другая цепная, связанная цепью Галля с зубчаткой на амортизационной ноге.



Фиг. 338. Grumman. Механизм подъема шасси.

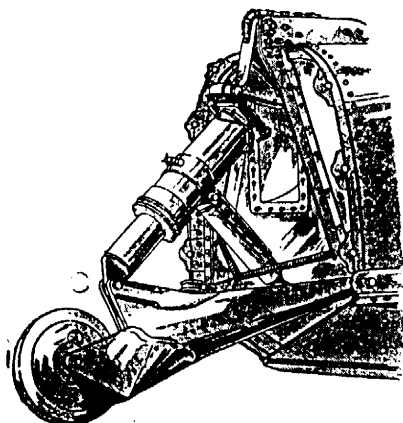
При вращении зубчатки, установленной на палубе поплавки и приводимой в движение цепью, нога перекачивается в шарнире, и верхняя часть ее, следуя за зубчаткой, поднимает за собой нижнюю половину ноги и костыльное колесо.



Фиг. 337. Grumman. Конструкция шасси.

Большой интерес представляет также конструкция поднимающегося костыля (фиг. 339). Здесь применен тот же принцип подъема, что и в самом шасси. Амортизационная нога костыля состоит из двух частей, шарнирно соединенных. Шарнир расположен эксцентрично относительно оси ноги костыля.

Шасси аналогичной схемы применено Dornier на самолете „Libelle“ 1933 г. (фиг. 340). Механизм подъема по существу ничем не отличается от схемы Grumman. Меньшие размеры и вес машины позволили Dornier упростить конструкцию механизма шасси и благодаря этому прорезать отверстие в лодке значительно меньшего размера.



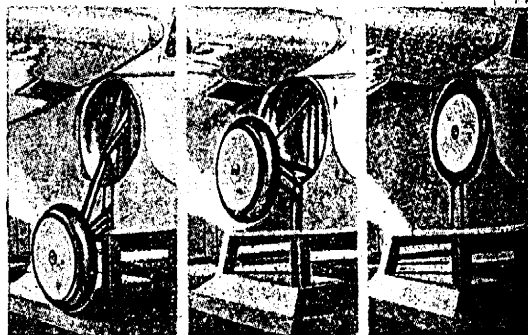
Фиг. 339. Grumman. Костыль (колесо).

Шасси в сложенном виде не дает никакого добавочного сопротивления и делает обводы машины необычайно гладкими, по существу ничем не отличающимися от лодочного гидросамолета, не имеющего шасси.

Наконец, чтобы закончить описание конструкций новых форм шасси, приведем еще один новый самолет: это — новая амфибия Curtiss „Wright“ (фиг. 340а), интересная не только способом складывания и убирания шасси, но и его расположением.

Шасси этого самолета расположено не впереди центра тяжести, как обычно, а несколько позади, отчего костыльное колесо перенесено в носовую часть лодки. Такое расположение имеет ряд преимуществ перед обычным, а именно: колесо расположено за пассажирской кабиной, поэтому его механизм и колесо можно убрать с большой простотой и меньшими конструктивными затратами, потому что та часть лодки, в которой расположено колесо, ничем не занята.

Переднее расположение костыля делает эту машину безопасной в отношении капотажа даже в руках малоопытного летчика, что особенно важно, так как машина мыслится как самолет частного пользования.

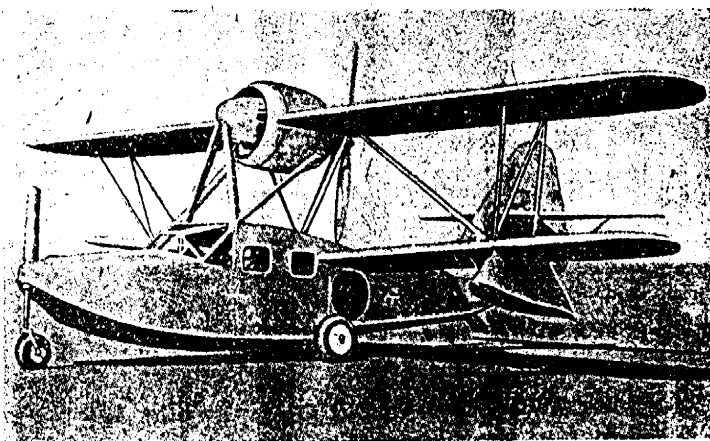


Фиг. 340. Dornier „Libelle“. Шасси.

Правда, такое расположение шасси и особенно костыля придает машине необычный вид, что является следствием привычки к иному расположению частей шасси. Переднее колесо в полете или после разбега поднимается в специальное гнездо.

Основные колеса шасси прячутся также в углубление в бортах лодки (фиг. 341). Но схема убирания колеса отличается от схемы Grumman. Схема шасси Curtiss „Wright“ очень проста. Колесо с амортизацией

крепится к крышке таза, которая поворачивается на петлях, закрепленных на борту. При повороте крышки колесо входит внутрь таза, а крышка плотно закрывает отверстие.

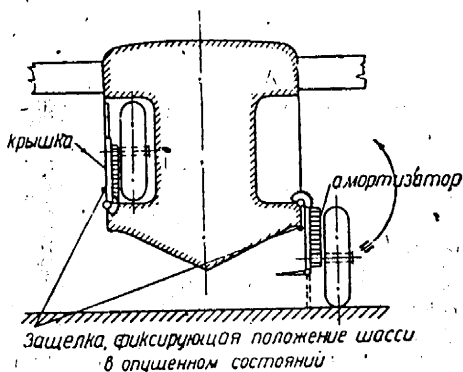


Фиг. 340а. Curtiss „Wright“. Амфибия.

Далее необходимо указать на интересную конструкцию убирающегося шасси на двухпоплавковом самолете Северского „Sev-3“ (фиг. 342), являющемся самой быстроходной амфибией в мире: максимальная скорость этого самолета 420 км/час.

Поплавки имеют прорез, внутрь которого входит колесо. Весь механизм скрыт в поплавке. Таким образом шасси не дает добавочного сопротивления.

Другой интересной особенностью этой машины является возможность менять угол установки поплавков по отношению к фюзеляжу и крыльям во время полета. Благодаря этому посадочная скорость может быть уменьшена за счет увеличения посадочного угла.

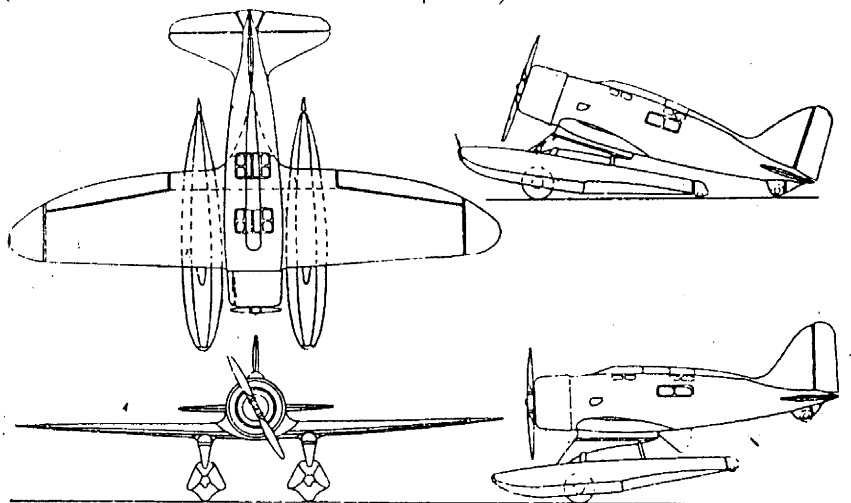


Фиг. 341. Curtiss „Wright“. Схема убирания шасси.

3. ПОСТАНОВКА ГИДРОСАМОЛЕТА НА ЛЫЖИ

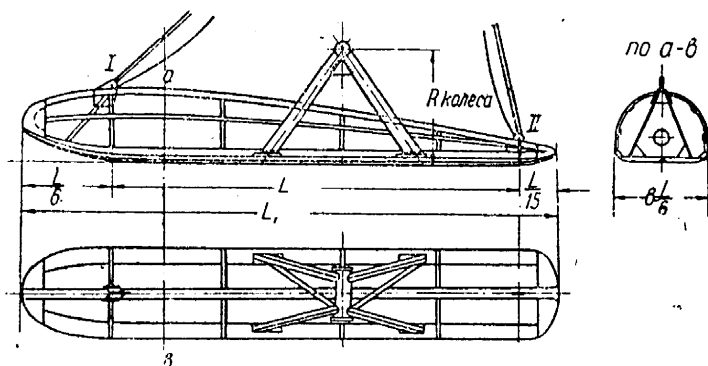
Большинство водных бассейнов Советского союза замерзает в зимнее время, — исключение составляет только Черное море. Поэтому, чтобы использовать гидросамолеты в зимних условиях, необходимо преду-

смотреть возможность установки на них лыж и специального шасси (если гидросамолет не является амфибией).



Фиг. 342. Seversky „Sev-3“.

Материалом для изготовления лыж служит дерево и металл. Схема конструкции их аналогична самолетной и состоит обычно из шпангоутов, стрингеров и обшивки.

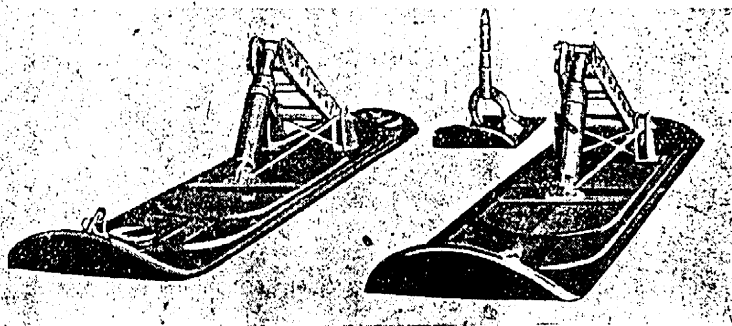


Фиг. 343. Конструкция деревянной лыжи.

Из условия нормального веса в металлических лыжах приходится применять на обшивку полоза сравнительно тонкие листы, которые, несмотря на достаточную прочность, под влиянием местных нагрузок деформируются, образуя впадины в клетках каркаса. Это, нарушая нормальную работу по снегу, увеличивает вредное сопротивление самолета.

Эксплуатация металлических лыж, построенных ЦАГИ и Junkers, показала их невыгодность, и поэтому практическое распространение получили, главным образом, лыжи деревянной конструкции.

Деревянные лыжи имеют полоз из нескольких ясеневых планок, наклеенных на 4—5-мм фанеру (фиг. 343). По середине полоза оставляют канавку, чтобы обеспечить устойчивость хода и устранить боковое скольжение.



Фиг. 344. Lockheed „Sirius“. Лыжи.

Для придания жесткости всей лыже и увеличения прочности ее в плоскости приложения изгибающего момента на полозе положена пустотелая балка, состоящая из трех стрингеров, из которых два лежат на самом полозе, а третий образует хребет лыжи. С боков эти балки защищены фанерой. Для сохранения формы этой балки внутри ее, примерно на равных расстояниях, поставлены легкие шпангоуты. Стрингеры и полоз в носовой и хвостовой частях лыжи связаны калабашками. К полозу лыжи у самых боковых стенок продольной балки крепятся ноги кабаника, или, как его называют иначе, козелка лыжи. Козелок сварен из овальных труб, причем эти трубы образуют жесткую фермочку.

Высота расположения втулки лыжи, которая надевается на ось шасси, равна радиусу колеса, соответствующего данному самолету. Полоз лыжи не плоский, а в поперечном направлении имеет некоторый изгиб. Поверх треугольной балки прикреплены легкие дугообразные рамочки и легкие продольные стрингеры, образующие скелет обшивки лыжи. Рамочки и стрингеры обшиваются легкой фанерой. Так как форма лыжи трудна для обтяжки фанерой, то иногда лыжу склеивают шпоном. В носовой и кормовой частях лыжи видны ушки, за которые лыжа расчаливается с помощью амортизационного шнура для сохранения ее в горизонтальном положении во время полета.

Американцы применяют лыжи несколько иной формы (фиг. 344), напоминающие обыкновенные спортивные лыжи, только уширенной формы. Американские лыжи делаются без обтекателей. Ширина американской лыжи составляет $\sim 1/4 - 1/6$ ее длины, в то время как у нас в Союзе лыжи имеют ширину, равную $\sim 1/6 - 1/7$ ее полной длины.

Так как лыжи приходится ставить не только на амфибии, но и на самолеты, то иногда амортизацию ставят на самую лыжу.

Размеры лыжи определяются из допустимого удельного давления. Технические условия определяют допустимое удельное давление в 900—950 кг на 1 м².

В практике нашего отечественного самолетостроения некоторые конструкторы допускают удельное давление до 1200 кг/м².

Рекомендуется принимать удельное давление для лыж не превосходящим 1000 кг/м², потому что, хотя лыжа будет сравнительно хорошо работать и при 1200 кг/м², но затруднения в эксплуатации лыжи увеличатся, так как усилится склонность лыжи к примерзанию на стоянке.

Итак, принимая удельное давление $p \approx 1000 \text{ кг/м}^2$, нагрузку на одну лыжу такую же, как на один парный поплавок, т. е.

$$P = \frac{G}{2},$$

получим рабочую поверхность лыжи:

$$F = \frac{P}{p} = \frac{\frac{G}{2}}{1000} \text{ м}^2.$$

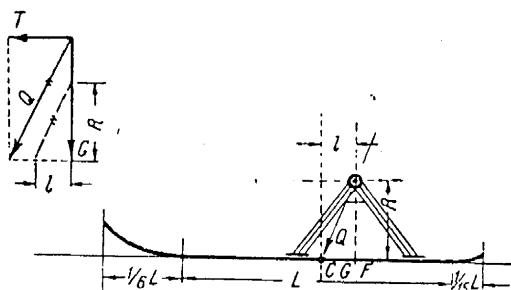
Носок лыжи и хвостовая часть ее делаются обычно несколько поднятыми, поэтому рабочая длина лыжи будет меньше ее полной длины. Рабочую длину лыжи называем L , а полную длину — L_1 (фиг. 345).

Ширину лыжи принимают обычно:

$$b = \frac{1}{6} L,$$

откуда рабочая площадь лыжи

$$\begin{aligned} F &= L \cdot b = \\ &= \frac{1}{6} \cdot L \cdot L = \frac{L^2}{6}. \end{aligned}$$



Фиг. 345. Установка козелка на лыжи.

Иначе:

$$L^2 = 6F$$

и

$$L = \sqrt{6F}.$$

Носок лыжи делается равным $\frac{1}{6} L$, хвост $\approx \frac{1}{15} L$. Таким образом полная длина лыжи

$$L_1 \approx 1,23 L.$$

Место установки козелка выбирается на основании следующих соображений.

Равнодействующая тяги на месте (фиг. 345) и веса самолета должна проходить через центр тяжести рабочей площади лыжи.

Тяга на месте может быть определена по формуле Вельнера:

$$T = (33,25 \cdot N \cdot \eta \cdot D)^{1/2},$$

или по формуле Бленка:

$$T = 4N \sqrt[3]{\frac{S}{N}}.$$

При таком способе установки козелка (несколько позади середины лыжи) передняя часть лыжи всегда будет создавать некоторый момент, который стремится повернуть лыжу носом вниз относительно крепления ее.

Поэтому ее обыкновенно расчаливают амортизаторами (шнурами) так, что она в полете сохраняет горизонтальное или даже несколько приподнятое положение (носком кверху) $\approx 2-3^\circ$. Для этой цели на лыже ставятся ушки I и II, за которые крепятся эти оттяжки (см. фиг. 343).

Кроме оттяжек — амортизационных шнуров, рядом с ними ставятся предохранительные тросы на случай обрыва амортизатора. И оттяжки и трос в полете вибрируют, вследствие чего их сопротивление значительно возрастает.

В новых конструкциях стремятся заменить их каким-либо эквивалентным приспособлением, спрятанным внутри самой лыжи (фиг. 346).

Эти приспособления применяются французской фирмой Nieupont-Astra.

Если мы имеем лыжи для самолета, имеющего вес G , т. е. нам известны все размеры лыж, а также, что они хорошо работают, то мы можем, сохраняя все соотношения и пропорции неизменными, определить размеры лыж для другого самолета, имеющего вес G_1 .

В самом деле, для лыж всех размеров приняли одинаковую удельную нагрузку:

$$p = 1000 \text{ кг/м}^2.$$

Тогда, называя площади лыжи уже существующей и проектируемой через F и F_1 , можем написать:

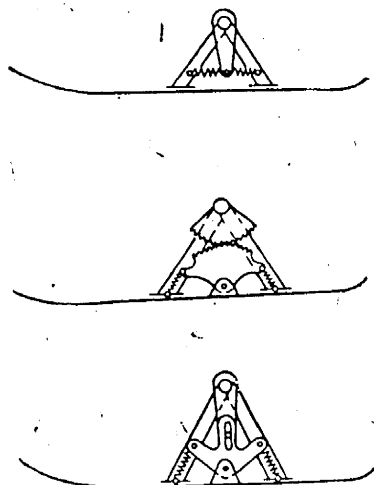
$$p = \frac{G}{F} = \frac{G_1}{F_1} \quad \text{или} \quad \frac{F_1}{F} = \frac{G_1}{G};$$

иначе

$$\frac{L_1 \cdot b_1}{L \cdot b} = \frac{G_1}{G}.$$

Но мы приняли, что

$$b = \frac{1}{6} L.$$



Фиг. 346. Механизм для уравнивания лыжи.

Подставляя, получаем:

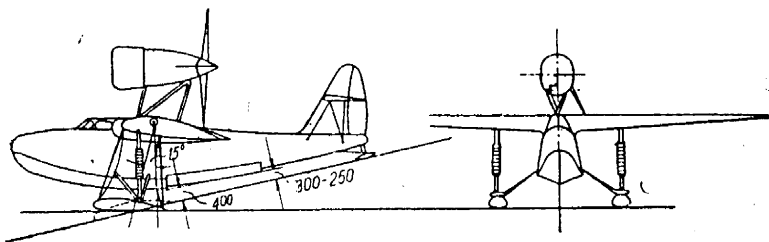
$$\frac{L_1^2}{L^2} = \frac{G_1}{G},$$

откуда

$$\frac{L_1}{L} = \sqrt{\frac{G_1}{G}} \text{ и } L_1 = L \sqrt{\frac{G_1}{G}}.$$

Таким образом установлен масштаб перехода, и все размеры лыж для нового самолета полностью определяются.

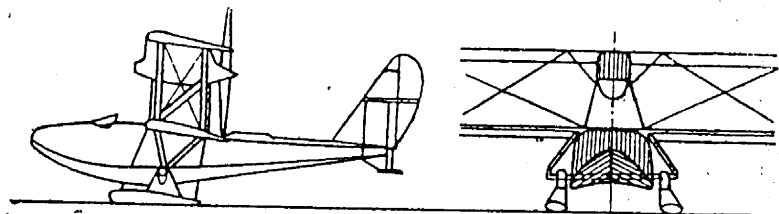
Установка лыж на амфибию не представляет затруднений. В этом случае высота козелка лыжи принимается равной радиусу колеса, и постановка лыжи не меняет ничего в аэродинамических соотношениях самолета (т. е. стояночного угла, посадочного угла и т. п.), кроме некоторого увеличения лобового сопротивления всего самолета (фиг. 347).



Фиг. 347. Установка гидросамолета на лыжи.

Если же гидросамолет не является амфибией, то для постановки его на лыжи приходится делать специальное шасси с амортизацией и т. д. Иногда для упрощения конструкции самого шасси амортизацию помещают внутри обтекателя лыжи. Расстояния между килем лодки и поверхностью снега рекомендуется делать в указанных пределах и уменьшать их только в случае крайней необходимости.

Некоторые самолеты, например Savoia „S-62 bis“, имеют трубу, соединяющую оба борта. Эта труба служит гнездом для двух полуосей, на которые насажены колеса для перевозки самолета по ангару и на



Фиг. 348. Установка лыж на осевую трубу.

спуске. В эту трубу в случае постановки самолета на лыжи загоняется прочная ось, на которую насаживаются лыжи с амортизацией, спрятанной внутри лыжи. Для уменьшения изгибающего момента на осевой трубе наружный конец оси обыкновенно поддерживается специальными подкосами, упирающимися в лонжероны центроплана (фиг. 348).

Лыжа на костыле по конструкции не отличается от главных. Вследствие своих небольших размеров она иногда состоит из одного полоза с кабанчиком и легкого обтекателя.

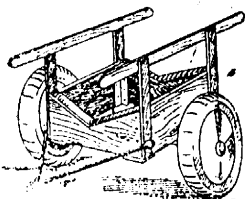
Костыльная лыжа показана на фиг. 344. Здесь она снабжена поворотным шкворнем. Определение размеров костыльной лыжи также исходит из допустимого удельного давления. Соотношение размеров костыльной лыжи изменено по сравнению с главными:

$$\frac{l}{b} = 2 - 2,5.$$

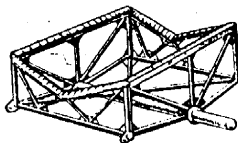
4. ПРИСПОСОБЛЕНИЯ ДЛЯ ПЕРЕДВИЖЕНИЯ ГИДРОСАМОЛЕТА ПО ЗЕМЛЕ — ТЕЛЕЖКИ И СЪЕМНЫЕ ШАССИ

По возвращении гидросамолета на свою базу его необходимо вытащить из воды и переместить в ангар. Если это амфибия, то вопрос

этого никаких затруднений не создает. Для перемещения же чисто морских самолетов, не имеющих собственных шасси, приходится создавать специальные транспортные средства.

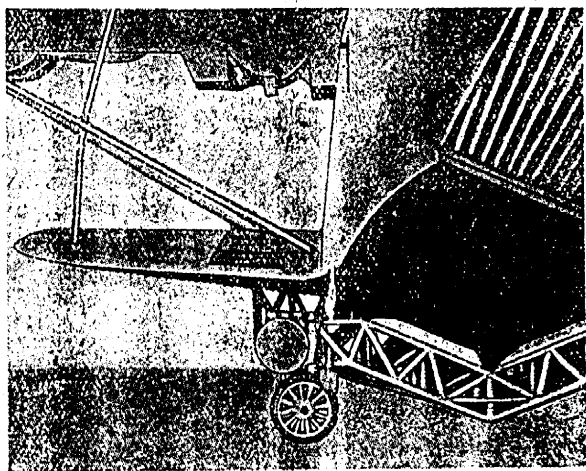


Фиг. 349. Деревянная тележка для гидросамолета.



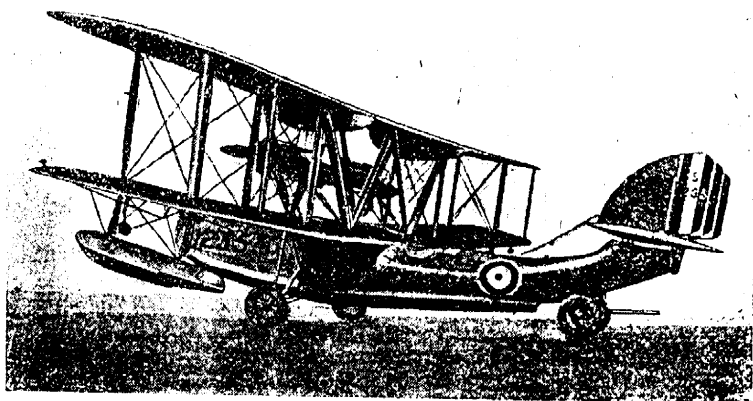
Фиг. 350. Металлическая тележка для гидросамолета

Транспортные средства состоят либо из тележек, на которые ставится самолет еще в то время, как он находится на плаву у спуска, либо из быстро надевающихся и снимающихся шасси, для установки которых на гидросамолете, заранее предусматриваются особые узелки с легко разборными креплениями. Самый распространенный способ — это тележки. Каждая тележка требует специальной подгонки к формам лодки данного гидросамолета. Поэтому рассмотреть все

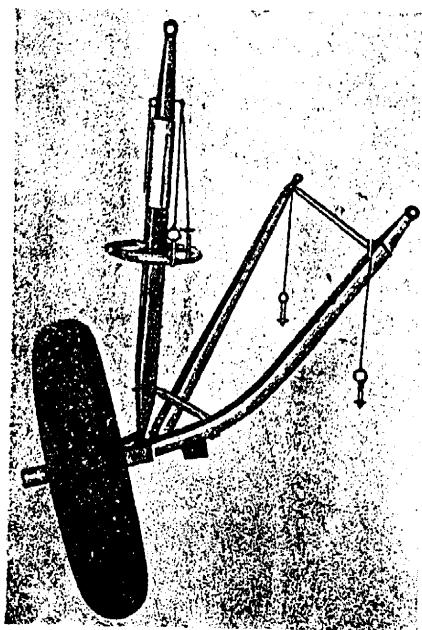


Фиг. 351. Pan American Clipper, Martin-130. Тележка самолета.

конструкции тележек невозможно. Укажем только некоторые наиболее характерные схемы.



Фиг. 352. Supermarine „Southampton“ на легкоъемном шасси.



Фиг. 353. Supermarine „Southampton“.
Конструкция съемного шасси.

Тележки применяются для гидросамолетов тоннажа от 700 — 800 до 50 000 кг („Do-X“). Одна из таких тележек показана на фиг. 92, где изображен гидросамолет Blackburn „Sydney“.

Простейшая тележка представляет собой рамку, сделанную из деревянных толстых брусьев, связанных на шипах (фиг. 349). Профиль верхней части тележки в точности совпадает с формой днища в той части лодки, где устанавливается тележка.

Края тележки, на которые ложится лодка, обиты войлоком, а верх — клеенкой. Эти рамки, обитые войлоком, должны приходиться точно под усиленными или узловыми шпангоутами, иначе днище может быть продавлено.

По бокам тележки стоят по две стойки, соединенные широкими досками. Эти доски с внутренней стороны также обиты

войлоком. Назначение этих досок — служить направляющими при подводе тележки под лодку во время плавания.

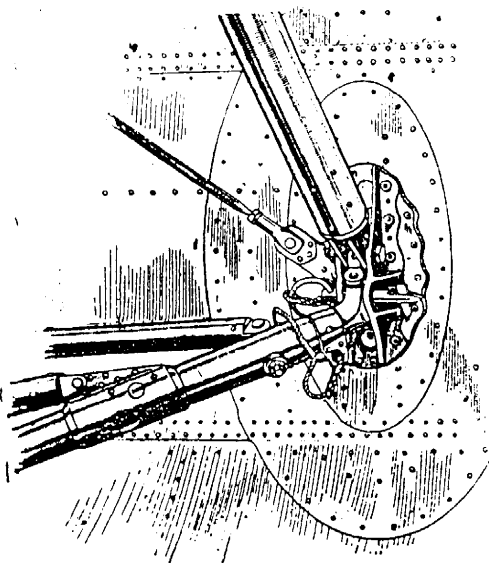
Для создания жесткости всей тележки по низу ее ставятся диагонали. Не рекомендуется зашива́ть тележку наглухо, так как в этом случае днище без доступа воздуха начинает гнить или же корродировать.

Иногда такие тележки делают металлическими, склепанными, а чаще всего сваренными из стальных труб, образующих сложную ферму (фиг. 350). Места, на которые ставится лодка, поверхность труб обкладываются деревянными брусками и обиваются войлоком и клеем.

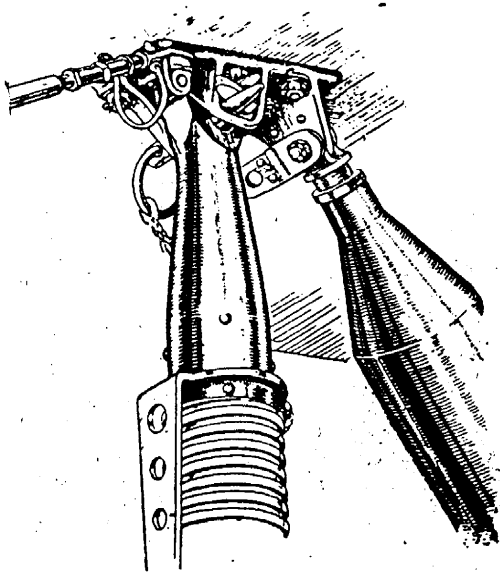
Чтобы тележка, сделанная из металла, не утонула, ее соединяют с какими-либо пловучими предметами: с пустотелыми ящиками или баллонами, объем которых должен быть достаточен для поддержания тележки на воде.

На фиг. 351 показана тележка самолета „Martin-130“. Тележка сварена из стальных труб, образующих сложную ферму. По углам на поворотных стойках стоят четыре группы парных колес на сплошных резиновых грузошинах. По обеим сторонам тележки расположены два крупных баллона, поддерживающие тележку на воде при подводе ее под самолет. Кроме того, на тележке находятся мягкие подушки, на которые ложится дно лодки.

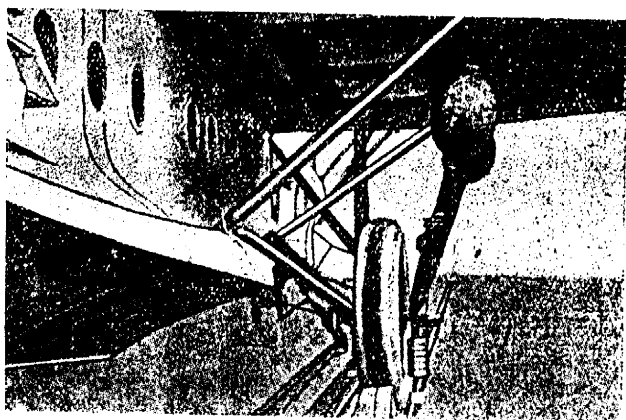
Другой способ передвижения гидросамолета по земле заключается в том, что под самолет подводят не тележку, а специально



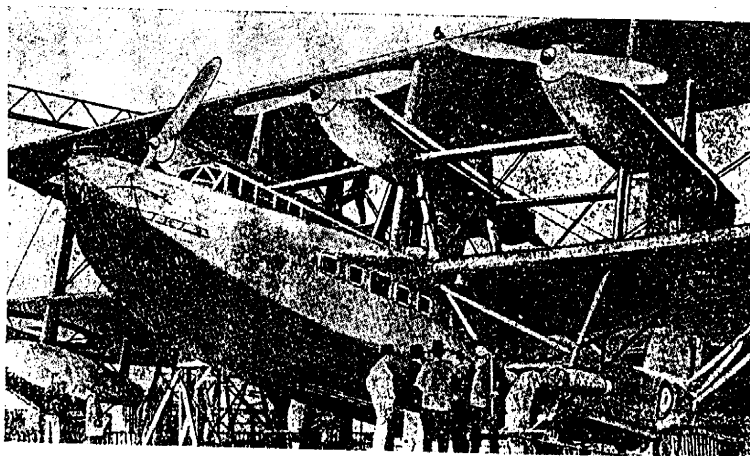
Фиг. 354. Supermarine „Southampton“. Детали крепления шасси к борту лодки.



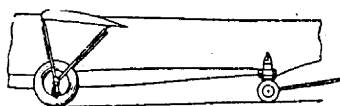
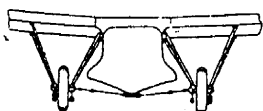
Фиг. 355. Supermarine „Southampton“. Детали крепления шасси к лонжерону крыла.



Фиг. 356. Short „Calcutta“. Шасси.

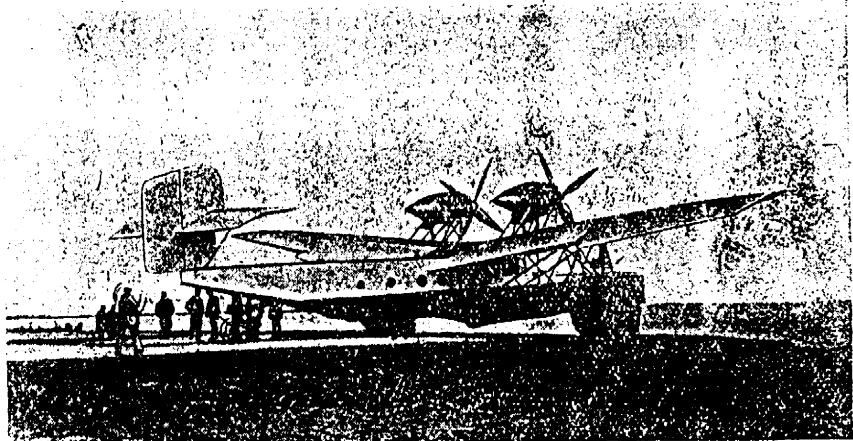


Фиг. 357. Short „R-6“. Шасси.

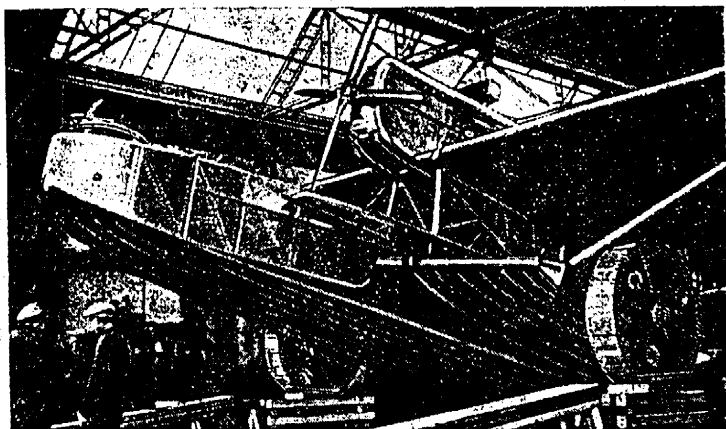


Фиг. 358. Breguet „Bizerte“. Шасси.

для этой цели спроектированное легкосъемное шасси, которое ставится на самолет еще в то время, когда он плавает у спуска. Такой системы придерживаются фирмы Supermarine, Short, Breguet. Шасси Supermarine показано на фиг. 352—355.



Фиг. 359. Rohrbach „Роско“. Шасси.

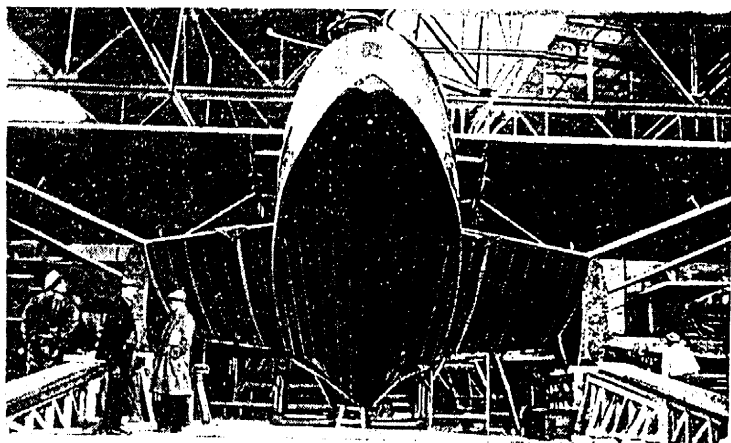


Фиг. 360. Dornier „Wal“ на колесах (вид сбоку).

Фиг. 352 изображает самолет „Southampton“, стоящий на таком стандартном шасси.

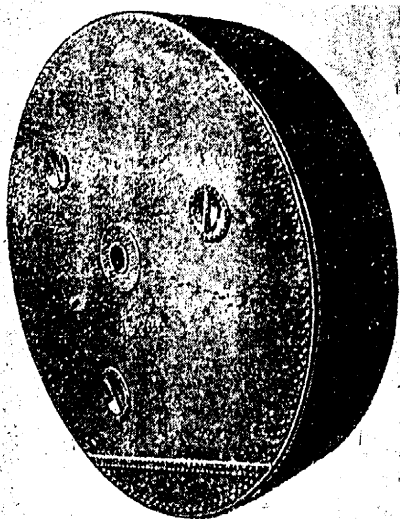
Фиг. 353 дает конструкцию шасси, которое состоит из полуоси с подкосом и вертикальной стойки, которая может быть удлинена или укорочена с помощью специального ходового винта, приводимого во вращение штурвалом. Вертикальная стойка при постановке шасси у-

рачивается доотказа, шасси ставится на соответствующие узлы, и затем стойка удлиняется до полной своей длины. После этого самолет готов к выводу из воды на спуск.



Фиг. 361. Dornier „Wal“ на колесах (вид спереди).

На фиг. 354, 355 даны детали крепления шасси к борту лодки и к лонжерону крыла. Интересны болты со шплинтами, позволяющими быстро соединить или разъединить узлы.



Фиг. 362. Dornier. Кленаное колесо съемного шасси.

Таковыми же по идее, но несколько иными по конструктивным деталям являются шасси, применяемые фирмой Short на всех ее машинах (фиг. 356).

Шасси крепится в четырех точках, из которых две — на лодке, две — на крыле. На стойках имеется амортизация для предохранения самолета от толчков во время движения.

Такое же шасси применено на гигантской лодке „R-6“ Short (фиг. 357).

Французы на лодке Breguet „Bizerte“ применяют шасси Short, так как „Bizerte“, как уже отмечалось выше, есть „Calcutta“ во французской редакции. В шасси Breguet (фиг. 358) представляет интерес задняя тележка, снабженная оглоблей, для

того чтобы можно было управлять самолетом во время перевозки его по земле.

Немцы для своих самолетов применяют другой тип шасси. Rohrbach и Dornier делают большие колеса, склепанные из железа, которые наминают немного катки для укатывания шоссе (фиг. 359). Колеса обладают достаточным водоизмещением, чтобы поддерживать собственный вес. Rohrbach, кроме того, снабжает стойки, их поддерживающие, еще и поплавками для увеличения пловучести. Крепится такое шасси в четырех узлах на основном лонжероне — кессоне крыла.

Dornier использует для постановки кодес жабры своих лодок (фиг. 360 и 361). В жабрах Dornier „Wal“ имеется специальное гнездо, в которое вставляется полуось с клепаным колесом (фиг. 362).

Все описанные выше шасси очень удобны для эксплуатации в тихую погоду, но много затруднений вызывает их крепление к самолету во время волнения.

ВИНТОМОТОРНЫЕ ГРУППЫ ГИДРОСАМОЛЕТОВ (В. М. Г.)

1. ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ В. М. Г. ГИДРОСАМОЛЕТОВ

Винтомоторные группы гидросамолетов в подавляющем большинстве резко отличаются от установок моторов на сухопутных самолетах как по своему расположению, так и по устройству питательной сети, системы охлаждения, запуска и т. п. Винтомоторные же группы поплавковых самолетов по своему устройству почти не отличаются от сухопутных.

Винтомоторные группы сухопутных самолетов располагаются либо в носовой части фюзеляжа, либо в крыле. Расположение мотора на сухопутных самолетах выбирается из условий наиболее благоприятного аэродинамического сотрудничества между крылом и винтомоторной установкой, либо из условий наилучшего обзора и обстрела, либо из условий наиболее простого и легкого убирания шасси и т. д.

Таким образом удастся достигнуть и наименьшего лба, и удобства обслуживания, и тех высоких скоростей, которыми отличаются современные транспортные сухопутные самолеты, вроде Lockheed „Electra“, Douglas „DC-2“, Boeing, Vultee-VI, Heinkel „HE-70a“ и т. д.

Конструктор гидросамолетов придерживается иной последовательности вопросов компоновки. Первое — он стремится надежно изолировать винт и мотор от воды. При разбеге гидросамолета, особенно при взволнованном состоянии моря, из-под лодки вылетает масса брызг, пены и струй воды. Винт, работающий в среде таких брызг, быстро портится. Деревянный винт приходится обивать медью, оклеивать полотном и т. д. Но даже и такие меры не всегда достигают успеха, и винт быстро выходит из строя.

Еще хуже, если на море имеются волны. В таком случае не исключается возможность удара лопастью о воду, чего даже металлический винт не выдержит.

Для мотора близость воды также невыгодна, потому что водяные брызги, водяная пыль или туман легко засасываются во всасывающий патрубок карбюратора; в результате мотор сбавляет мощность, начинает, как говорят, „чихать“ и может совсем остановиться. К тому же при взлете обыкновенно дроссельные заслонки открыты полностью и, следовательно, налицо наиболее благоприятные условия для попадания влаги в мотор. Даже на рулежке и буксировке вода может легко захлестнуть мотор и тем вывести машину из строя.

Заботы о моторе заставляют выносить его высоко над водой, а так как в одномоторном лодочном самолете мотор помещается на диаметрали самолета, то приходится поднимать мотор над палубой лодки на высоту, несколько большую радиуса винта. Если же на гидросамолете имеется несколько моторов, то при нечетном числе средний всегда будет находиться над лодкой, а другие — над крыльями, и, следовательно, высота расположения будет диктоваться средним мотором; если число моторов четное, то они все попарно располагаются по обе стороны от оси симметрии, и в этом случае при низком расположении крыла (крыло, лежащее непосредственно на лодке) моторы будут расположены над крылом.

В случае толкающих винтов высота расположения мотора также диктуется радиусом винта. Если же применены тянущие винты или крыло поставлено выше, чем палуба лодки, то высота оси мотора выбирается по наименьшему допустимому расстоянию от диска винта до зеркала воды. Обычно принято считать это наименьшее расстояние для поплавковых самолетов приблизительно $\cong 0,600$ м, а для лодочных эта высота меняется в пределах от $h = 1,5$ до $h = 2,0$ м, и только самолет Consolidated „P2Y-1“ (разведывательный самолет) имеет $h = 1,1—1,2$ м до воды. Такое низкое расположение мотора и оси винта над водой приводит к тому, что водяные брызги, водяная пыль и пена, даже если они непосредственно на винт не попадают, все же винтом всасываются, подобно вентилятору, и мотор получает порцию воды. Вот почему необходимо принять за наименьшее расстояние $h = 1,6$ м (как это имеет место у большинства самолетов).

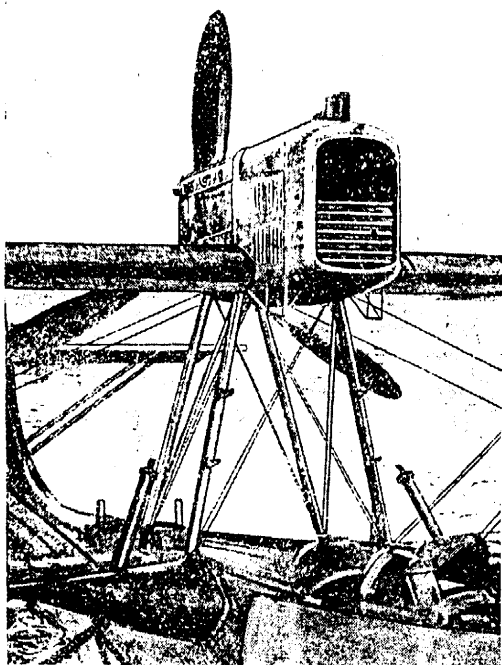
В больших гидросамолетах, у которых диаметр винта и все прочие размеры в м. г. относительно малы по сравнению со всем планером, конструктор более или менее свободен в отношении выбора схемы. В гидросамолетах же сравнительно небольшого тоннажа, особенно с мотором высокой мощности, размер винта и высокое расположение мотора зачастую предопределяют выбор схемы и некоторые размеры самолета, например, высоту бипланной коробки крыльев и т. д. Поэтому иногда приходится отказываться от схемы одномоторной и переходить на два мотора меньшей мощности, чтобы искусственно не увеличивать размеры самолета.

Rohrbach, особенно внимательно прорабатывавший все условия высокой мореходности, на своей большой машине „Roma“ и ранее на лодках меньших размеров „Robbe-I“ и „Robbe-II“ установил моторы над крылом, причем толкающий винт прекрасно защищен от воды крылом. Но даже и при тянущих винтах, если размеры машины позволяют расположить диски винтов не ниже 1,6 м от воды, можно получить удовлетворительную мореходность.

В одномоторных машинах большой мощности (около 700—900 л. с.), как например Savoia „S-62 bis“, „SECM-110“ и др., т. е. в машинах с большим винтом, мотор обыкновенно ставится в положение с толкающим винтом и очень редко — с тянущим. При достаточно больших размерах самолета и при большом числе моторов этот вынос мотора вверх не так сильно бросается в глаза. Это видно из сравнения английского шестимоторного гигантского разведчика Short „R-6“ (фиг. 357) с хотя бы французской одномоторной машиной Lioré et

Olivier „H-232“ (фиг. 363). У первой машины большие размеры самолета совершенно заглушивают необычайно большой разнос моторов по длине и большие размеры винтов. У второй же машины большой диаметр винта, требуемый высокой мощностью одного мотора, стоящего на оси самолета, заставил поднять мотор над верхним крылом бипланной коробки.

Такое высокое расположение оси мотора, а следовательно, и тяги, создает очень много неприятных явлений. Большой момент тяги относительно центра водоизмещения затрудняет взлет.



Фиг. 363. Lioré et Olivier „LeOII-232“.
Моторная установка.

В хорошо сконструированной машине центр тяжести и центр давления крыла могут быть совмещены достаточно близко, а линия тяги может проходить в непосредственной близости от них. Морская машина в подавляющем большинстве случаев далека от этого, так как при любых схемах точки центра тяжести, центр давления и линия тяги никогда не лежат близко друг к другу, и если удастся сблизить любые два из этих трех компонентов, то третий еще более удаляется от них. В самом деле, если сделать низко расположенное крыло и благодаря этому близко один от другого расположить центр тяжести и центр давления, линия тяги в этом случае будет очень далека от них. Если же поднять крыло и тем самым близко расположить линию тяги и центр

давления, то центр тяжести, лежащий обыкновенно недалеко от палубы лодки, отодвинется от них.

Во всех этих комбинациях получается почти одно и то же. Балансировка самолета одинаково трудна во всех случаях, и многие самолеты при остановке мотора начинают кабрировать, так как неожиданно пропадает большой пикирующий момент и пилоту приходится заставлять самолет переходить на планирование, тогда как самолет сам должен это делать. Достигнуть автоматического перехода на планирование удается лишь после ряда продувок и расчетов.

Высокое расположение мотора, особенно в одномоторных гидросамолетах, имеет еще один очень крупный недостаток. Мотор, обыкновенно располагаемый над центром тяжести самолета, оказывается

в близком соседстве с вертикальным оперением. В моторном полете, когда вертикальное оперение обдувается мощной струей винта, — все благополучно, но на планировании, когда тяга отсутствует, мотор затекает все вертикальное оперение, и самолет становится на планировании неустойчивым в отношении пути, что нежелательно и даже опасно.

Для устранения этого дефекта применяются разные способы, — некоторые приводятся в главе „Подбор размеров оперения гидросамолетов“. Для устранения неустойчивости пути вертикальное оперение гидросамолетов делают несколько большего размера; разносят рули направления и кили по бокам стабилизатора; делают дополнительные кили по бокам главного и т. д.

В самой работе в. м. г. есть существенные отличия от работы в. м. г. сухопутных самолетов. Для того чтобы это стало ясным, стоит только взглянуть на график (см. фиг. 154) сравнения сопротивления и ускоряющей силы для случая лодочного самолета, производящего разбег и взлет с воды, и амфибии (т. е. в сущности того же самолета), но взлетающей с земли. Эта работа проделана американской фирмой Hall Aluminium Corporation.

Из этого графика видно, какое количество работы ускоряющей силы идет на водяное сопротивление. И если, пользуясь этим графиком, сделать расчет времени и длины пробега способом Маделунга для обоих случаев, мы получим поразительную разницу в пользу сухопутного самолета. Практика показывает, что гидросамолет одинакового веса и мощности с сухопутным тратит, грубо говоря, вдвое больше времени на отрыв, чем сухопутный самолет. Поэтому для ускорения взлета приходится иногда форсировать мотор. Но укороченный взлет за счет форсирования мотора или нормальный длинный взлет на полной нормальной мощности приводят часто к одному и тому же результату, а именно — к перегреву мотора.

В самом деле, скорость взлета значительно меньше максимальной, или даже крейсерской, а мощность такая же, как и на максимальной скорости. Совершенно естественно, что иногда при особо неблагоприятных обстоятельствах (например, жаркая погода на южных морях и т. п.) это может повести к быстрому нагреву воды до критической температуры (95 и даже 100° С), недостаточному охлаждению мотора и, как результат, к перегосу мотора, если во-время не остановить взлета и не дать остынуть мотору.

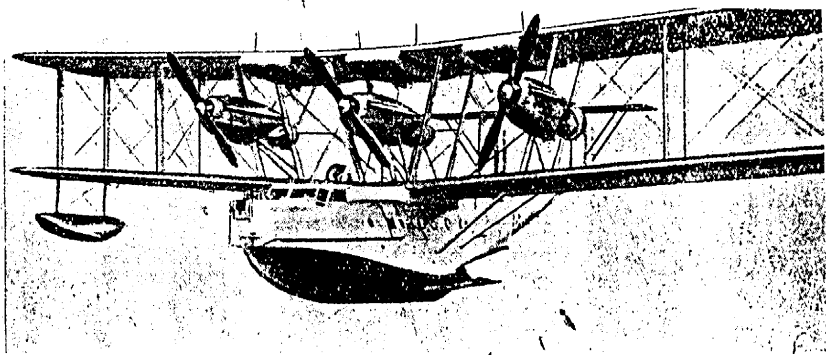
Иногда такие же результаты получаются, если взлет происходит в неблагоприятных морских условиях (направление волн не совпадает с направлением ветра, ветер дает невыгодное направление взлета, например, на город, при узкой бухте и т. д.). Кроме взлета, к быстрому нагреву воды могут привести и другие условия. Очень часто береговые базы гидросамолетов располагаются в узких, небольших по размеру, но хорошо защищенных бухтах, так что в самой бухте взлет невозможен.

Для того чтобы выйти на старт, необходимо пройти некоторое расстояние от базы. В хорошо оборудованной базе обыкновенно имеется мощный быстроходный катер для подачи помощи в случае аварии, для буксировки самолета и т. п. В таких базах самолет выводится на старт помощью катера. Точно так же после посадки самолет доставляется на базу. Но не везде есть катеры, да и не всегда ими можно воспользоваться,

а в случае дальних перелетов на них просто трудно рассчитывать. Поэтому часто гидросамолет выходит на старт на собственном моторе, равно как и возвращается в базу после посадки. И часто на рулежке, когда скорость движения самолета очень мала, самолет подходит к старту с кипящим радиатором.

Поэтому приходится идти на моторе, работающем не все время, а последовательно включенном и выключенном. Иногда это помогает: вода не успевает нагреваться, и взлет возможен. Но бывают такие обстоятельства (жаркая погода и др.), что все же получается перегрев. Этим вопросом также очень много занимался Rohrbach, результаты исследований которого реально выявились в запатентованной им конструкции охлаждения мотора гидросамолета на рулежке или маневрировании заборной водой.

Высокое расположение мотора на гидросамолетах создает очень много трудностей и в питании мотора горючим. В сухопутных машинах,



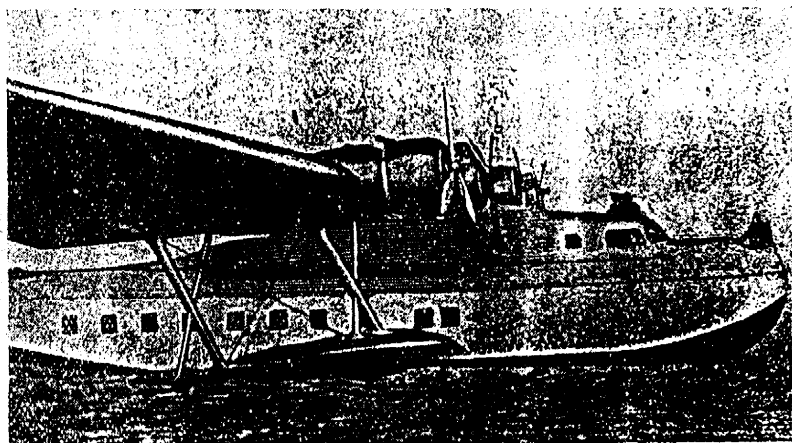
Фиг. 364. Blackburn „Perth“.

у которых мотор располагается в носовой части фюзеляжа или в крыльях, а баки расположены в фюзеляже или в крыльях, т. е. на уровне карбюратора мотора или несколько выше его, питание осуществляется очень просто: часто самотеком, а еще чаще — помощью помп. В этом случае благодаря небольшим высотам подачи горючего питание происходит безотказно.

Совсем иное дело мы имеем в гидросамолете с высоко расположенным мотором. В лодочных гидросамолетах бензиновые баки часто располагаются непосредственно в лодке. Даже в небольших гидросамолетах в этом случае расстояние от низа бензинового бака до уровня бензина в карбюраторе мотора получается около 3,0—3,5 м, в больших же гидросамолетах оно доходит до 4,5—5,0 м. Но даже в тех случаях, когда баки расположены в крыле, все же от низа бака до уровня бензина в карбюраторе получается около 2,0 м.

Мотор сам не в состоянии засосать бензин на такую высоту. Лучшие современные механические бензиновые помпы, как например „АМ“, „Lambin“, „Romec“ и др., тоже гарантируют безотказную высоту подачи всего от 2,0 до 2,5 м. При больших же высотах подачи все зависит от удачной компоновки схемы питания и ее осуществления: иногда эти

компы работают, иногда нет. Если самолет выполнен в схеме биплана, то дело несколько упрощается. В этом случае в верхнем крыле делается расходный бачок емкостью примерно на полчаса полета. В бачок непрерывно подкачивается бензин, карбюраторы же питаются самотеком. Англичане, желая наиболее безболезненно решить этот очень трудный и важный вопрос, идут по пути наименьшего сопротивления, а именно: они размещают все баки в верхнем крыле своих бипланных коробок, так что бензин все время идет самотеком, что избавляет от необходимости заботиться о бензиновых помпах. Но этот способ решения ухудшает аэродинамику самолета (стоит только посмотреть на баки самолета Supermarine „Southampton“ или Blackburn „Perth“, чтобы в этом убедиться) (фиг. 364).



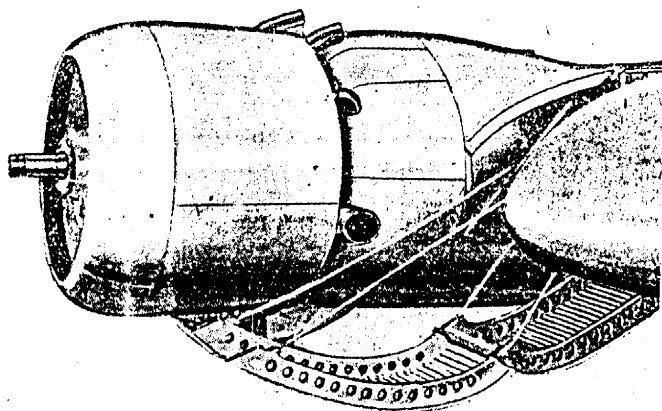
Фиг. 365. „Glenn Martin-130“.

Сикорскому удалось хорошо спрятать баки в крыло на уровне мотора, так что у него эта задача решилась просто. Во всяком случае, хорошая схема питания горючим — это целая проблема, особенно в условиях большого самолета с большим количеством баков.

Следующая задача, которую приходится решать конструктору, — это обеспечение свободного доступа к мотору. Этот доступ необходим в полете. Им обладают не все большие сухопутные самолеты, малые же и вовсе не имеют. На земле к мотору сухопутного самолета подойти легко и просто — стоит только подставить стремянку. Совсем иное дело в самолетах морских. На воде во время стоянки к моторам не подойти, так как в большинстве случаев они далеко выступают перед крылом, над водой (фиг. 365). С лодки мотора не достать, всякая надстройка на лодке при подходе к крылу при малейшем волнении может повредить крыло. Приходится устраивать соответствующие приспособления на самом самолете (фиг. 366). Это устройство должно позволять обслуживать, осматривать и ремонтировать моторы даже в то время, когда самолет плавает.

Обычно таким приспособлением служит (фиг. 366) обшивка носка крыла, которая открывается и образует балкончик. Стоя на этом балкончике, очень удобно открыть мотор, сменить свечи и т. п., что особенно важно для больших самолетов, которые большую часть своего времени проводят на воде, а не на суше.

В самолетах, моторы которых стоят между планами, такие подножки, или балконы, образуются самим капотом мотора при откидывании боковой стенки капота. К моторам гидросамолета Dornier „Wal“ можно подойти во время полета. Крыло „Wal“ расположено над лодкой на высоте всего ~ 1 м. Сама же моторная установка выполнена в виде специальной гондолы (фиг. 367), которая одновременно является и



Фиг. 366. „Martin-130“. Балкон для подступа к в. м. г.

капотом мотора. Моторы стоят по концам гондолы. Если влезть внутрь этой гондолы, то можно обслуживать моторы и в полете.

Не менее серьезным вопросом является запуск мотора. Запуск мотора на земле у сухопутных самолетов значительно проще. Есть специальные автомобили, имеющие механизм для запуска, приспособляющийся как к большим самолетам, так и к маленьким. В условиях аэродромной службы это не составляет особого труда.

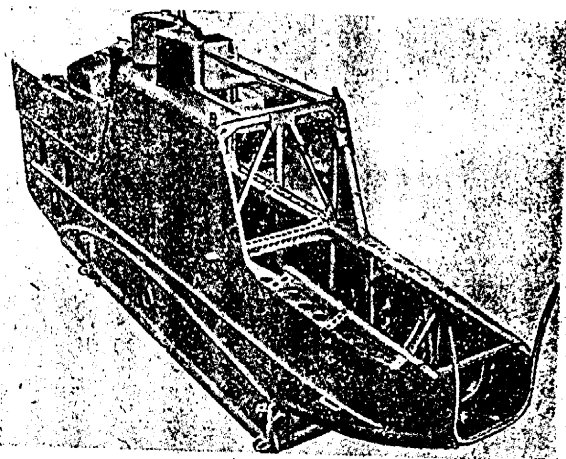
У гидросамолетов от такой системы запусков приходится отказываться.

Способов запуска существует много, как и соответствующих приспособлений для этой цели. СССР и Германия для запуска применяют, главным образом, сжатый воздух. Во Франции, наряду со сжатым воздухом, применяется еще ацетилен, который вводится в цилиндры, воспламеняется и дает первый импульс мотору.

В Америке применяются, главным образом, ручные инерционные стартеры „Eclipse“. Все эти приспособления обладают рядом недо-

статков, из которых самым существенным является тот, что для приведения в действие стартеров необходимо возить с собой специальные запасы энергии, либо большие баллоны со сжатым воздухом весом до 24,0 кг, либо тяжелую аккумуляторную батарею, которая вместе со стартером весит около 50 кг, либо баллоны со сжатым ацетиленом и т. д. При этом необходимо иметь еще и параллельную систему ручного привода на случай отказа механического.

Из всех этих систем наиболее удобна, пожалуй, система запуска сжатым воздухом как наиболее простая и быстрая. Но необходимость постоянно заряжать баллоны, возможность утечки воздуха в сети, так что в нужный момент можно оказаться без воздуха, и т. д. делают эту систему не вполне надежной.



Фиг. 367. Dornier „Wal“. Мотоустановка.

В последнее время появились маленькие компрессорные станции, состоящие из одноцилиндрового бензинового мотора очень малой мощности с соединенным с ним компрессором и баллоном. Вес такой установки — всего 7,5—10,0 кг, что позволяет возить ее с собой на самолете. Наиболее распространены английская станция „Bristol“ и итальянская „Garelli“.

В заключение необходимо рассмотреть еще один важный для гидросамолетов вопрос.

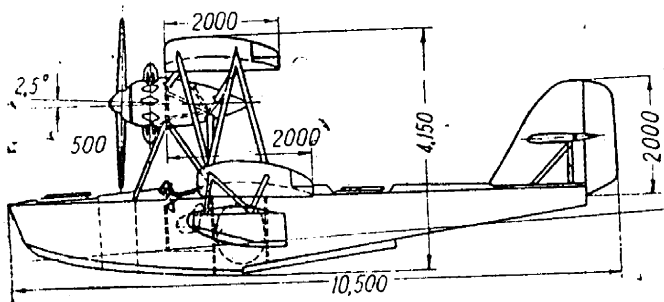
В случае вынужденной посадки на море, особенно при наличии волнения, когда тяжело нагруженную машину может растрепать водой и ветром, необходимо быстро облегчить вес самолета. Это смягчит посадочный удар, устранил возможность поломки. Наибольший вес, который быстро можно сбросить с гидросамолета, обычно имеет горючее. Поэтому встает вопрос о быстром, почти мгновенном сливе горючего, что дает возможность в свою очередь предохранить самолет от пожара, который может возникнуть как результат удара. Опустошенные баки, кроме того, дают возможность сохранить пловучесть самолета даже при

пробитии лодки. Это заставляет серьезно отнестись к данному вопросу. Для быстрого слива бензина сечение обычных трубок недостаточно. Поэтому отверстия для слива делают около 150—250 мм диаметром. Такие отверстия в каждом баке дают возможность быстро слить весь бензин.

Из этого краткого обзора видно, что условия эксплуатации мотора морского самолета значительно тяжелее и сложнее, чем сухопутного. Приходится иметь очень много всяких дополнительных приспособлений и устройств для облегчения эксплуатации. Из всех гидросамолетов только поплавковые близки к сухопутным, но они, будучи немореходными, работают обыкновенно в условиях, относительно более спокойных, чем морские самолеты.

2. РАСПОЛОЖЕНИЕ И ОБЩИЕ СХЕМЫ В. М. Г.

По расположению и по схемам в. м. г. гидросамолетов гораздо разнообразнее, чем сухопутных самолетов. Но это разнообразие зачастую оказывается не результатом свободных изысканий наилучших форм, а следствием, вытекающим из общей компоновки гидросамолетов и желания наиболее полно удовлетворить тем разнообразным требованиям, которые были рассмотрены выше.



Фиг. 368. Heinkel „HD-55“.

В одномоторных гидросамолетах существуют четыре возможных варианта установки мотора:

1. Бипланный гидросамолет с толкающим винтом (см. фиг. 18, 315 и 316).
2. Бипланный гидросамолет с тянущим винтом (см. фиг. 23, 368).
3. Монопланный гидросамолет с тянущим винтом (см. фиг. 24 и 323).
4. Монопланный гидросамолет с толкающим винтом (см. фиг. 333, 334).

В выборе расположения моторной установки на моноплане конструктор имеет гораздо больше свободы, чем в бипланных схемах, где он в сильной степени связан соотношением коробки крыльев, более трудной центровкой и т. д.

В качестве вариантов бипланной схемы с тянущим и толкающим винтами можно указать еще на самолеты „Ш-2“ (см. фиг. 20) и Liore

et Olivier (см. фиг. 363). Такое расположение мотора меньше затрудняет его увязку с коробкой крыльев.

Монопланнй высокоплан с тянущим винтом типа Sikorsky „S-39“ в установке мотора ничем не отличается от „Ш-2“. В низкомонопланнйх схемах моторная установка является сооружением, не зависимым от всей конструкции гидросамолета.

В конструкциях же бипланных мотоустановка составляет часть фермы коробки крыльев, поддерживающей коробку и воспринимающей ее усилия (см. фиг. 18, 368 и 369).

Вынос же мотоустановки в носок крыла или над крылом (Ш-2 и Liore et Olivier „232“) изолирует мотоустановку от связи с коробкой крыльев и дает больше свободы конструктору.

В многомоторных схемах существуют три способа установки моторов: 1) над крылом, 2) в крыле и 3) под крылом.

Первый вид мотоустановок — над крылом, получивший широкое распространение благодаря Rohrbach и применяемый в наше время, очень хорош в смысле защиты моторов и винтов от действия воды. Такое расположение позволяет достигнуть значительной мореходности и хорошего в отношении прочности расположения деталей. Но с точки зрения аэродинамики эта схема расположения далеко не благополучна. Даже высоко расположенные мотоустановки весьма нехорошо интерферируют с крылом и дают изменение общего качества самолета. Для улучшения аэродинамики рекомендуется мотоустановки выносить несколько вперед, — но тогда винты оказываются над водой.

В качестве примера такой схемы могут служить все гидросамолеты Rohrbach (см. фиг. 10 и 11), а также самолет Douglas „Dolphin“ с вынесенными вперед моторами (см. фиг. 312).

Установка мотора под крылом (в монопланнйх схемах) встречается сравнительно редко из-за слишком низкого расположения винта над водой, что создает угрозу поломки последнего в случае взволнованного моря. В качестве примера такого расположения можно указать на самолеты Sikorsky „S-38“ и „S-40“, Consolidated и др. (см. приложение).

Установка моторов в носовой части крыла монопланнйх самолетов начинает приобретать все большее и большее распространение.

По такой схеме созданы все новые гидросамолеты: Sikorsky „S-42“, „S-43“, „Martin-130“, все „Latécoère“, включая и последний 38-тонный, „521“, „Bleriot-5190“ и др. Из старых самолетов следует вспомнить Supermarine „Air Jacht“.

Такое расположение моторов в носовой части крыла является наиболее выгодным как с точки зрения конструкции, так и с точки зрения аэродинамики. Кроме того, сам мотор может быть хорошо закапотирован и хорошо связан с крылом. Питание горючим тоже может быть выполнено по очень простой схеме. Недостатком такого широкого разнеса моторов по размаху является большой заворачивающий момент в случае останковки одного из боковых моторов.

Некоторые фирмы пытаются уменьшить его путем непараллельности осей моторов с осью симметрии самолета, но выигрыш, получаемый от такой установки, очень незначителен и существенных выгод не дает. Есть другой способ установки моторов в многомоторнйх схемах, позволяющий либо совсем устранить эти заворачивающие моменты при

остановке одного из моторов, либо значительно их уменьшить. При этом способе моторы устанавливаются попарно один за другим на одной оси в tandem, причем один мотор является тянущим, а другой — толкающим. Тандемное расположение очень выгодно и с точки зрения уменьшения лобового сопротивления.

Простота установки и тандемное расположение моторов очень давно привлекают внимание конструкторов. Но тандемная установка обладает одним очень крупным недостатком: задний винт, находясь в потоке, возмущенном передним винтом, начинает плохо работать и дает очень небольшой коэффициент полезного действия. Таким образом при установке моторов по носку крыла общая тяга двух моторов равна удвоенной тяге одного. При установке тех же моторов в tandem общая тяга двух моторов меньше, чем удвоенная тяга одного. Вот почему установка в tandem требует большей подготовительной и исследовательской работы. Для улучшения работы винтов при тандемных установках необходимо далеко разносить моторы один от другого, что создаст большие конструктивные неудобства.

Англичане часто применяют тандемные установки, но в этом случае моторные gondoly имеют вид длинной вытянутой сигары (фиг. 357).

В самолетах Dornier „Wal“ (всех типов и видов постройки), „Do-S“ и „Do-X“ моторы в тандемных установках разнесены значительно меньше, чем в английских схемах (см. приложение).

Это ухудшение работы заднего винта и уменьшение общего к. п. д. всей мотоустановки в целом заставляют с большой осторожностью подходить к выбору тандемной установки. Во всяком случае по данным практики при установке моторов в tandem необходимо придерживаться следующих соотношений при предварительном проектировании до производства точных исследований:

1. Задний винт должен отстоять от переднего не меньше, чем на $1\frac{1}{2}$ диаметра переднего винта.
2. Задний винт лучше брать с диаметром, равным всего 80% диаметра переднего винта (это не всегда выполняется). На установках „Wal“ винты одинакового диаметра.
3. Передний винт рассчитывается на максимальную скорость.
4. Задний винт рассчитывается на $V_{\max} + V$ отбрасывания струи переднего винта в зоне заднего винта, как будто задний винт изолирован (V определяется по номограммам проф. Юрьева).

Другой неприятной стороной установки в tandem является вопрос охлаждения заднего мотора. Как мы увидим дальше, большинство фирм, применяющих тандемное расположение, устанавливает при моторах водяного охлаждения лишь один радиатор у переднего мотора, обслуживающий и передний и задний моторы. Так поступают фирмы Savoia „S-55“, Lioré et Olivier „LeOH-24-2“ и Bleriot „Bleriot-5190“. Это делается потому, что трудно разместить задний радиатор: он либо закрывается передним и плохо работает, либо слишком увеличивает габарит мотоустановки. При установке же общего радиатора на два мотора очень удлиняется водопроводная система, что может привести к вибрациям труб и появлению течи.

Еще хуже обстоит дело, если поставлены в tandem моторы воздушного охлаждения. Задний мотор находится в очень плохих условиях

охлаждения и, кроме того, дает большой лоб, так как на него трудно надеть какой-либо капот вроде NACA. Поэтому моторы воздушного охлаждения при установке в тандем не капотируются. Так поступают Dornier, CAMS и др.

Неудачную попытку закрыть капотами NACA тандемные установки моторов воздушного охлаждения на самолете „F-32“ сделал Fokker, — но больше таких попыток не было.

Что касается в. м. г. поплавковых самолетов, то они обычно располагаются в носовой части фюзеляжа и ничем не отличаются от сухопутных моторных установок. Близкое расположение диска винта от воды вызывается самой схемой самолета, с чем приходится мириться. Оправданием служит то обстоятельство, что поплавковый гидросамолет по самой структуре своей не мореходен, а потому работает при гораздо более спокойном состоянии моря, чем морские самолеты.

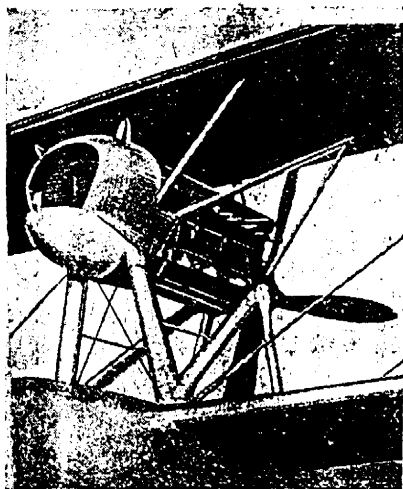
3. УСТАНОВКА МОТОРОВ ВОДЯНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ

Характерная особенность типичной моторной установки одномоторного биплана с толкающим винтом состоит в том, что она является частью фермы коробки крыльев (фиг. 369). Нижняя часть мотоустановки состоит из деревянной сосновой или ясеновой N-образной фермы, соединенной наверху ясеневым моторным брусом, выфрезерованным между болтами мотора для облегчения.

Стойки, образующие N-образную ферму, склеены из двух половинок и для облегчения сделаны полыми.

Верхняя часть мотоустановки называется кабаном и состоит из двух наклонных N-образных ферм, упирающихся в моторный брус с одной стороны и в крыло — с другой. По оси самолета поставлены две стойки, имеющие вид перевернутого V; одна из таких стоек поставлена впереди мотора, другая — позади. На этих стойках покоится центроплан верхнего крыла. Верхние части мотоустановки сделаны из стальных труб. Между стойками кабана располагается мотор с толкающим винтом. Впереди на продолжениях моторного бруса ставится радиатор, окруженный капотом и снабженный жалюзи для регулировки температуры воды.

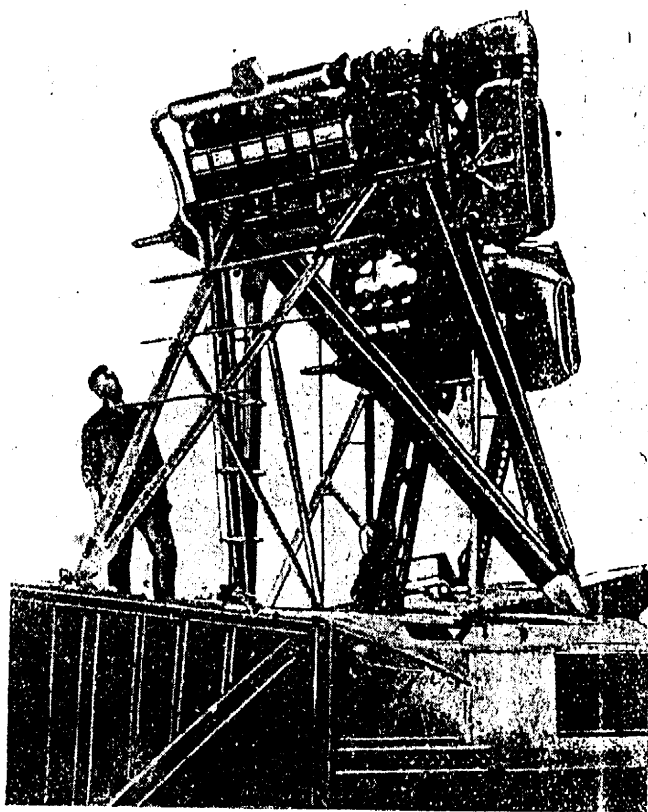
Для жесткости обе нижние N-образные деревянные фермы расчленимы лентами в передней и задней фронтальной плоскостях. Наружные узлы верхнего и нижнего N мотоустановки являются базой, на которой крепятся основные расчалки коробки крыльев. Сечение нижних деревянных стоек N-образной фермы $\sim 50 \times 150$ мм. Поперечное сечение этих ферм



Фиг. 369. Savoia „S-62 bis“. Мотоустановка.

имеет вид обтекаемого чечевицеобразного профиля с отношением 1:3. Под радиатором располагается масляный бак обтекаемой формы.

Описанная мотоустановка является типичной для фирм CAMS, CANT, Savoia, Macchi. Такое расположение мотора создает большие трудности для центровки, так как двигать мотор, не нарушая всей системы, нельзя,

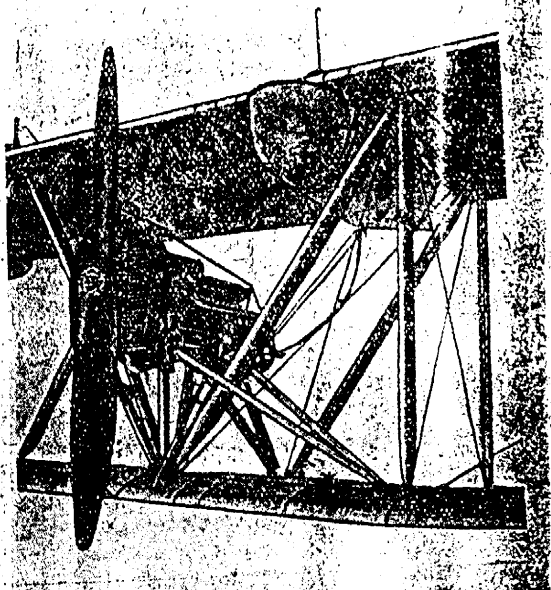


Фиг. 370. Rohrbach „Roma“. Мотустановка.

потому что он сидит в очень узкой клетке из труб, и малейший сдвиг его в целях центровки приводит к тому, что трубы попадают в мотор. Кроме того, все мотоустановки должны быть строго увязаны по размерам со всей схемой крыльев, часть которой они составляют.

Другой схемой, получившей широкое распространение и послужившей прообразом для установок моторов на многих самолетах, является схема Rohrbach (фиг. 370).

Вся установка состоит из двух подмоторных брусьев Т-образного сечения и шести труб обтекаемой формы, образующих две N-образные фермы, опирающиеся на две точки на крыле. Для закрепления основной фермы служат два подкоса, образующих V, опирающиеся в свою очередь на крыло. Таким образом вся мотоустановка имеет с крылом всего три общих точки. Так как из-за большого диаметра винта моторная установка имеет значительную высоту, то для свободного подхода к моторам, на V-образном подкосе расположено несколько горизонтальных труб, образующих лестницу. Винт толкающий взят для предохранения



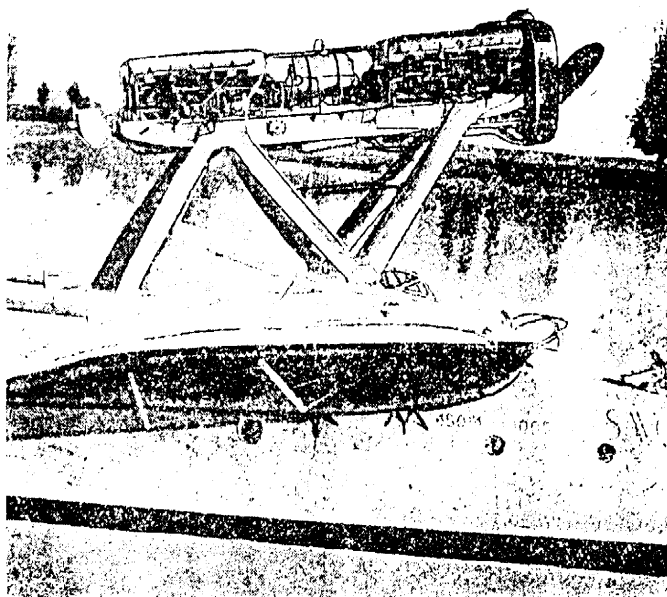
Фиг. 371. Supermarine „Southampton“. Мотоустановка.

его от волн. Радиатор расположен на моторных брусках. Весь мотор от радиатора до самого винта закрывается капотом хорошо обтекаемой формы.

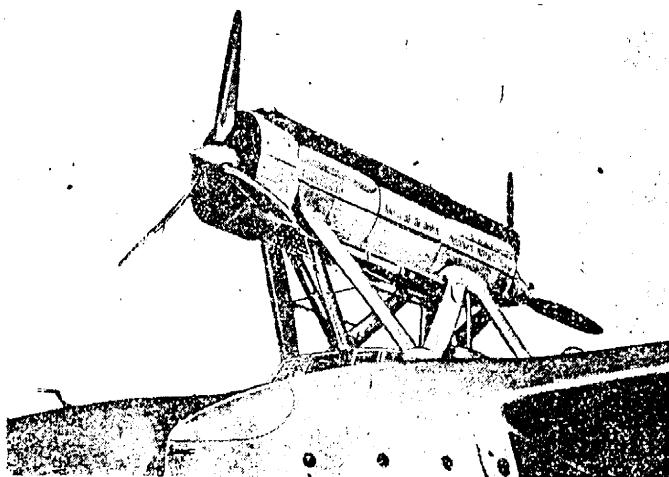
Характерные мотоустановки английских больших гидросамолетов показаны на фиг. 357 и 364. В обоих случаях мотоустановки монтируются на стойках коробки крыльев. Гондола, в которой помещается мотор, сделана в виде маленького фюзеляжа-монокок, являющегося в то же время и капотом. Это обращает всю гондолу в жесткую балку, обладающую большой прочностью, для которой стойки крыла являются только опорами.

На фиг. 371 дана моторная установка самолета Supermarine „Southampton“ с моторами Napier „Lion“.

Моторная установка состоит из стальных труб, опирающихся на лонжероны нижнего крыла; на этих трубах базируется моторный брус



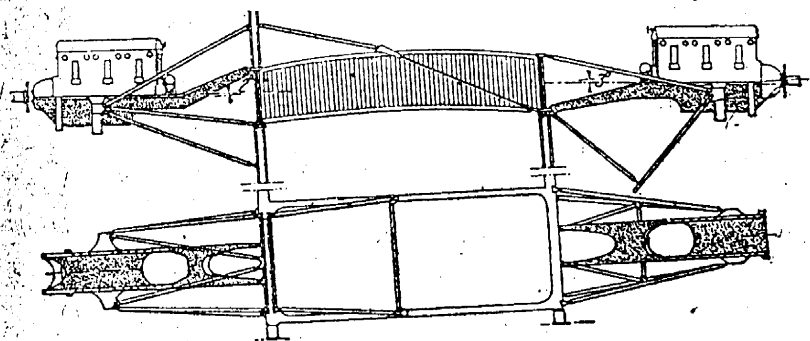
Фиг. 372. Savoia „S-55*“. Мотоустановка.



Фиг. 373. Savoia „S-55x“. Мотоустановка.

из ясеня. На переднем конце бруса перед винтом помещается радиатор, а позади мотора — масляный бак.

На фиг. 372 дан общий вид мотоустановки на самолете „S-55“ фирмы Savoia Marchetti. Схема этой моторной установки очень проста: две N-образных деревянных фермы из сосновых обтекаемых стоек

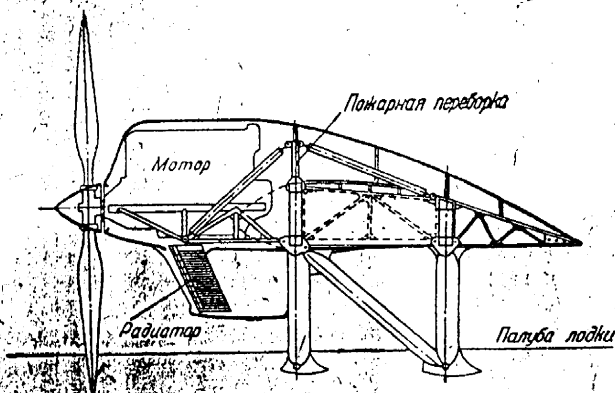


Фиг. 374. „Bleriot-5190“. Центральная мотоустановка.

являются базой для поддержки двух сильных ясеневых брусков, имеющих вид четырехугольной балки. На этих балках помещены моторы „Isotta Fraschini“. Нижние узлы опираются на лонжероны крыльев.

Впереди помещен радиатор — один на всю установку.

Обыкновенно самолеты „S-55“ так и летают без капотов, с открытыми моторами. Но для знаменитого перелета 14 самолетов „S-55“



Фиг. 375. Установка мотора в носке крыла.

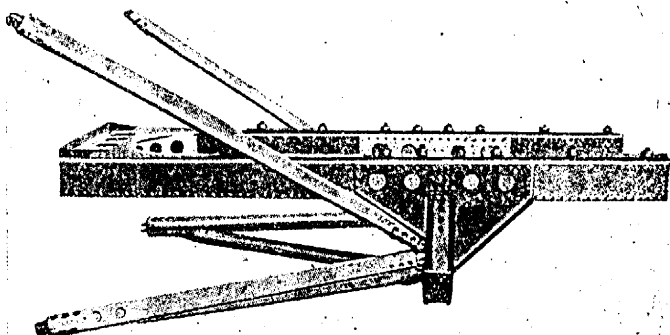
в Америку на мотоустановки были поставлены капоты (фиг. 373). Средние подкосы придают этой мотоустановке неизменяемость.

Несколько французских фирм борются сейчас за почтовую линию через южную часть Атлантического океана между Европой и Америкой.

Для этой цели построено несколько самолетов: „Bleriot-5190“, „Latécoère-30-0“, „Latécoère-50-0“, „Do-X“ и т. д.

На фиг. 374 дана центральная мотоустановка 22-тонного самолета „Bleriot-5190“. Она расположена на башне, соединяющей лодку с крылом. На этой же башне лежит и крыло. На фиг. 374 изображена средняя нервюра центральной части крыла (из гофрированного дюрала) и показано сечение переднего и заднего лонжеронов. Моторные рамы склепаны в виде сложных фигурных балок из листового дюрала, шарнирно прикрепленных к лонжерону. Рамы расчалены стальными трубами в лонжерон и шпангоуты башни.

Моторы находятся в tandemном расположении, но очень далеко друг от друга. Установка переднего или заднего мотора, рассмотренная



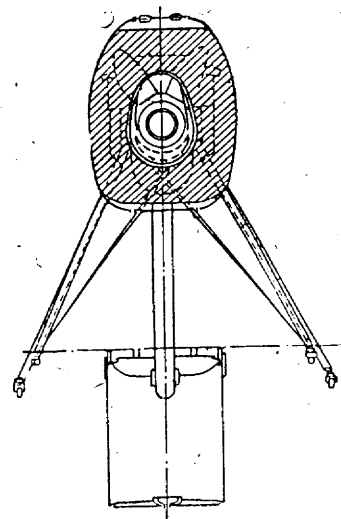
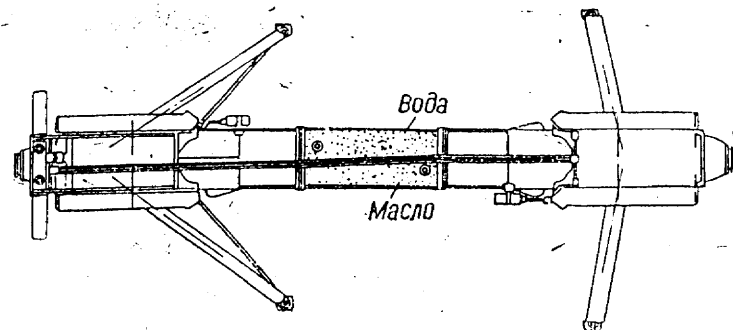
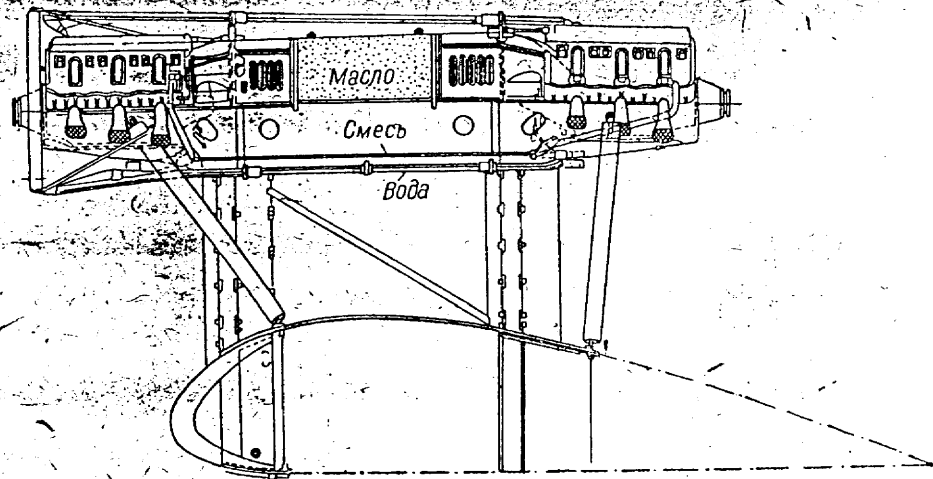
Фиг. 376. Breguet „Bizerte“. Подмоторная рама.

отдельно, может служить образцом установки мотора в носке крыла, а не в tandemном расположении.

Часто встречается типичная установка мотора с водяным охлаждением и с тянущим винтом в носке крыла (фиг. 375 и 376). Обычное деревянное двухлонжеронное крыло самолета обладает сравнительно невысокими лонжеронами, что не дает достаточной базы для крепления моторов. Для увеличения базы на переднем лонжероне ставятся стойки, от которых идут подкосы к заднему лонжерону. База таким образом искусственно увеличивается. Мотор стоит на сложной ферме, сваренной из стальных труб. Ферма эта шарнирно крепится к нижней полке переднего лонжерона. Для фиксации фермы служат трубчатые стержни, идущие от нижнего узла моторной фермы к стойке на переднем лонжероне. Все закрыто капотом.

В качестве последнего примера установки мотора водяного охлаждения (фиг. 377) приведем tandemную установку самолета того же назначения, что и „Bleriot-5190“, а именно: Lioré et Olivier „H-27-0“.

Моторная установка интересна тем, что моторы располагаются на дуралюминовой балке, имеющей форму корыта, склепанного из листового металла. Жесткость этого корыта обеспечивается шпангоутами.



Фиг. 377. Liore et Olivier „H-27-0*“.

Все крыло установлено на N-образной ферме, стоящей в плоскости симметрии мотоустановки и состоящей из двух сильных вертикальных стоек и одной диагональной, соединяющей их. Всю установку от опрокидывания удерживают две пары наклонных стоек. Впереди находится общий для двух моторов радиатор.

4. УСТАНОВКА МОТОРОВ ВОЗДУШНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ

С тех пор как удалось построить ряд мощных моторов с воздушным охлаждением Gnome Rhône „K14 rsd“, Pratt & Whitney „Twin Wasp-800H“, Pognet 700 л. с. и т. д., по надежности и по мощности не уступающих моторам с водяным охлаждением и имеющих даже некоторое уменьшение веса по сравнению с ними, целый ряд фирм решительно перешел на моторы воздушного охлаждения. Так, Breguet в своем самолете „Saigon“ применил моторы Gnome Rhône „K14 rsd“ взамен „Hispano-Suiza“, стоявших на первом типе „Bizerte“. Сикорский строит свои самолеты исключительно с моторами воздушного охлаждения, Glenn Martin дал свой замечательный самолет „Martin-130“ с моторами Pratt & Whitney „Twin Wasp“ и т. д.

Американцы вообще выпускают лишь единичные самолеты с моторами водяного охлаждения, большинство же самолетов имеет воздушное охлаждение. Причины этого заключаются в следующем: 1) воздушное охлаждение дает некоторый выигрыш в весе; 2) упрощается вся конструкция в. м. г. — отпадают радиаторы, водопроводная система и все прочие атрибуты водяного охлаждения; 3) упрощается уход за мотором, а значит, и подготовка его к полету, иными словами, возрастает надежность в. м. г.

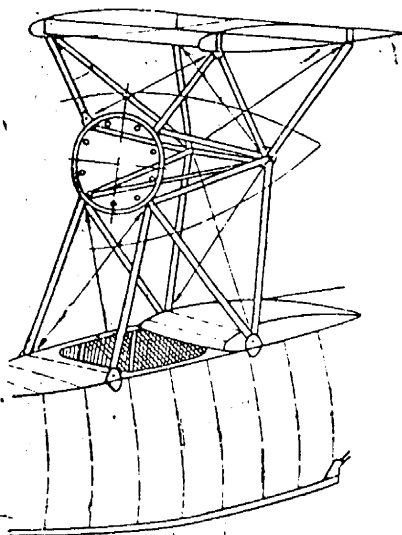
Знаменательно то, что почти все перелеты через океан совершены с моторами воздушного охлаждения. Это показывает только, как велика вера американцев в надежность этого мотора. Помимо этого, мотор воздушного охлаждения легче устанавливать, так как он значительно короче водяного и по длине требует меньше места. Несмотря на кажущийся большой лоб такого мотора, он все же завоевал себе прочное положение даже в скоростных машинах.

В журналах можно найти статьи, в которых производится сравнение моторов воздушного и водяного охлаждения по лобовым габаритам. Сравнение действительно, как будто, не в пользу мотора воздушного охлаждения но когда к небольшим габаритам мотора водяного охлаждения прибавить габарит радиатора, то получится в конце концов сравнительно не большая разница. Учитывая же еще то обстоятельство, что в настоящее время моторы воздушного охлаждения снабжаются весьма совершенными капотами NASA или хотя бы кольцами Townsend, дающими значительное снижение лобового сопротивления, все выгоды решительно перейдут на сторону моторов с воздушным охлаждением. И то обстоятельство, что моторы водяные имеют решающее значение в гоночных гидросамолетах, а воздушные терпели фиаско, также не порочит последние: во-первых, это специальные машины, не применяемые в повседневной практике со своими радиаторами, расположенными не только в крыле, но и на поплавках и на оперении, и, во-вторых, успехи сухопутных гоночных машин с моторами воздушного охлаждения показывают их полную жизнеспособность даже и в этой области.

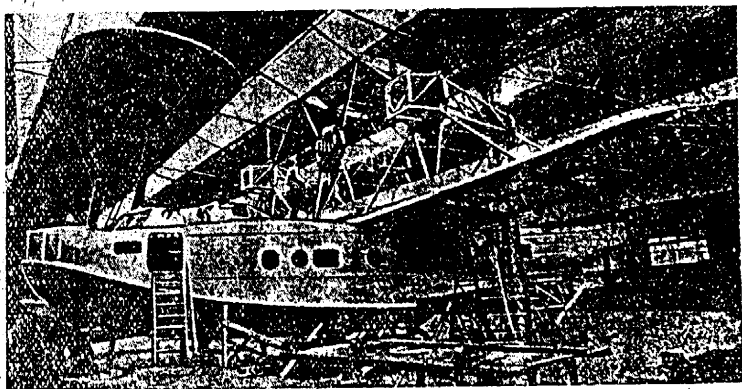
Рассмотрим несколько характерных установок этих моторов над крылом или между крыльями, под крылом и в носке крыла.

Типичной установкой мотора между планами (независимо от того, тянущий ли у него винт или толкающий) может служить установка на самолете „HD-55“ (см. фиг. 368). Мотор имеет обыкновенно 7—9 крепящих болтов, расположенных по окружности. Поэтому для закрепления его необходимо иметь кольцо с гнездами для болтов, и только это кольцо сопрягать со всей конструкцией (фиг. 378 и 379).

Если изменить положение нервюр, поставив носок на место хвоста и наоборот, то эта же схема может быть использована для крепления мотора с толкающим винтом. Таким образом установка мотора с воздушным охлаждением требует создания фермы из труб, имеющих форму корзинки, на одном конце которой находится кольцо для мотора. Эта корзинка меняется по форме в зависимости от того, находится ли мотор над крылом, под крылом или в носке крыла. Снабдив эту корзинку необходимыми узлами, к ним легко присоединить любые стержни и таким образом привязать мотоустановку к самолету.



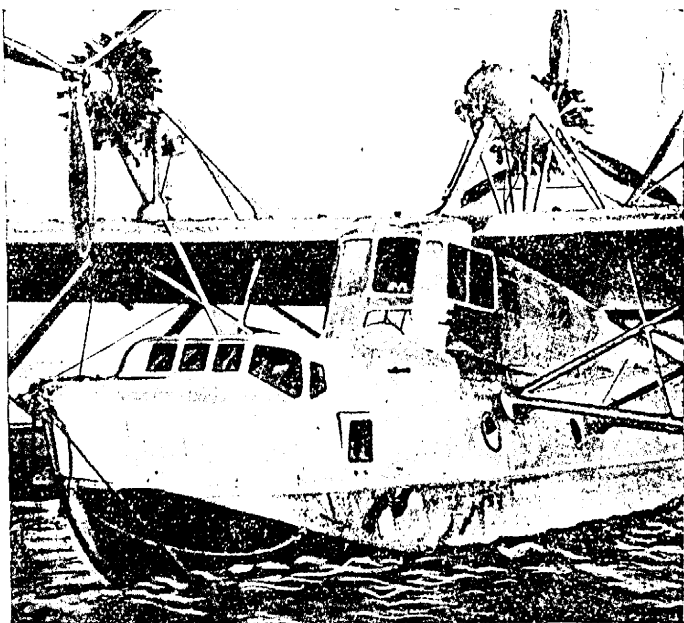
Фиг. 378. Мотоустановка мотора с воздушным охлаждением.



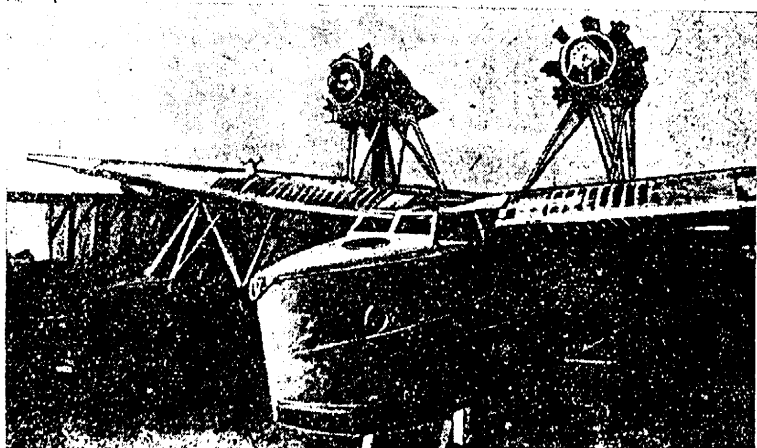
Фиг. 379. Breguet „Saigon“. Мотоустановки.

Иногда эту корзинку из труб заменяют так называемым коком (фиг. 380). Это — маленькая гондола, имеющая часто форму яйца, и

делается из листового материала, выколотченного по соответствующей форме и снабженного внутри для жесткости профилями и шпангоутами.



Фиг. 380. „Loire-70“. Мотустановка.

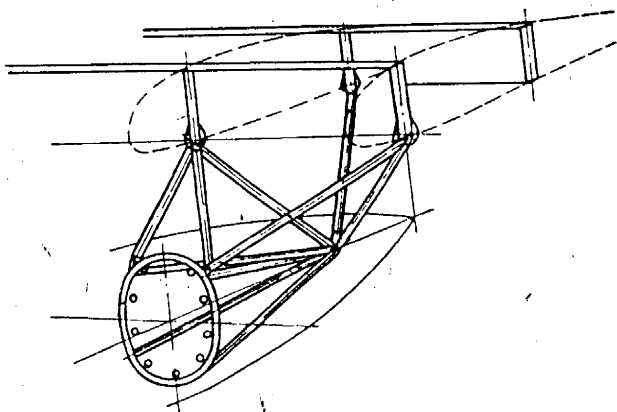


Фиг. 381. Rohrbach „Rostra“.

Непосредственно на самом коке делаются узелки, к которым и прикрепляются стойки мотустановки. Образцом такой конструкции могут

служить мотоустановки самолета „Loire-70“. Центральная установка выполнена в толкающем варианте, а боковые — в тянущем. По общим схемам этого самолета боковые моторы должны быть снабжены капотами NASA. Примерно по такой же схеме выполнены мотоустановки гидро-самолета Rohrbach „Rostra“ (фиг. 381).

Типичная схема подвески мотора воздушного охлаждения под крылом показана на фиг. 382. В этой схеме встречаются все те же элементы: коды, к которому крепится мотор и которое с четырьмя стержнями, присоединенными к нему, образует корзинку. Помощью шести стержней из труб эта корзинка жестко закреплена на трех узлах на нижней части лонжеронов. Внутри этой корзинки обыкновенно помещается масляный бак. Все это сооружение за исключением труб, крепящих



Фиг. 382. Схема подвески мотора под крылом.

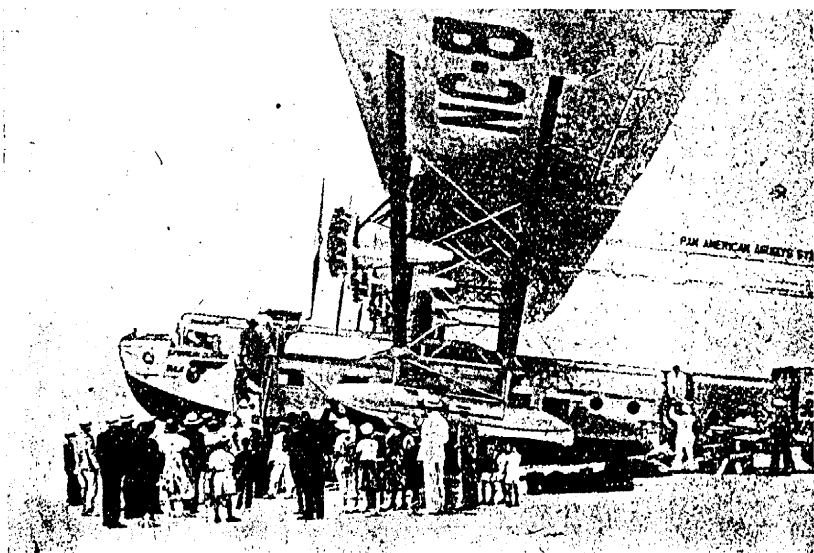
к крылу, закрыто обтекаемым капотом. Все мотоустановки под крылом делаются по этой схеме. Иногда добавляются лишние стержни, если необходимо прикрепить к стойке или подкосу крыла.

Кроме того, в некоторых конструкциях мотор крепится не к корзинке, а к специальной рамке, которая в свою очередь прикрепляется к этой корзинке. Это делается для того, чтобы можно было проще снять мотор в случае надобности без разборки всей мотоустановки, потому что, закрепив на моторе эту промежуточную рамку, крепят мотор с ней ко всей основной ферме. Этим сохраняется проводка и т. д. Примерно по такой схеме выполнены мотоустановки „Consolidated“ (см. приложение) и Sikorsky „S-40“ (фиг. 383).

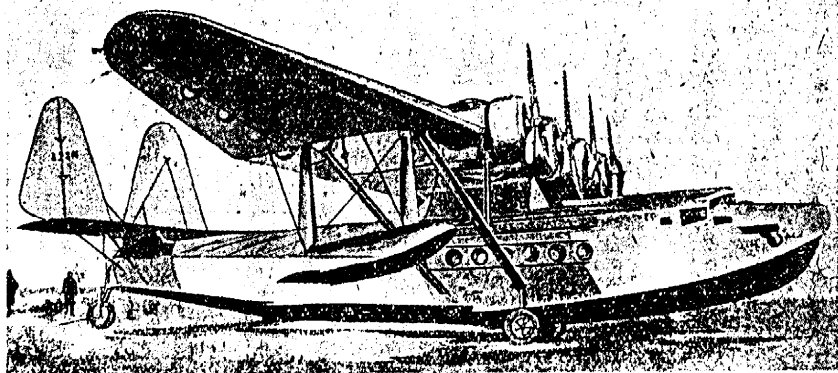
Переходим к рассмотрению установок моторов в носке крыла. Характерными для этого типа являются установки на самолетах Sikorsky „S-42“, „Martin-130“.

Как известно, на самолетах Sikorsky по переднему носку крыла расположено четыре мотора „Hornet“ по 700 л. с. Моторы закрыты капотами NASA (фиг. 384). Непосредственно на самом переднем лонжероне помещаются четыре сильных узла, треугольников, образованных стальными. Сама ферма состоит из ряда треугольников, образованных стальными

сваренными между собой трубами. Все в целом напоминает четырехугольную корзинку. Рядом с корзинкой на лонжероне крепится откидной носок крыла, образующий при отбрасывании книзу платформу для



Фиг. 383. Sikorsky „S-40“.

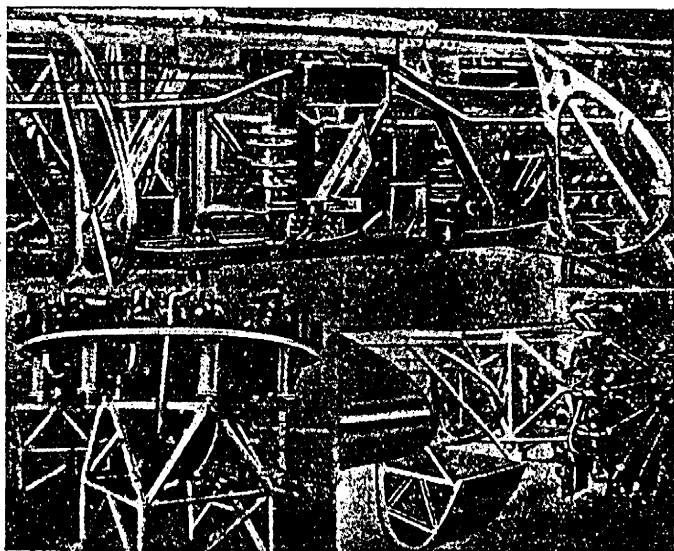


Фиг. 384. Sikorsky „S-42“.

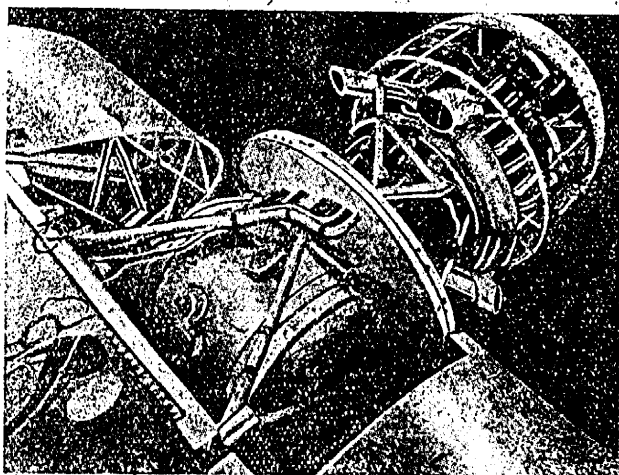
подхода к мотору (фиг. 385), подобно тому как это сделано у „Martin-130“ (фиг. 386).

Так же, как и Sikorsky, Martin основную ферму моторной корзинки крепит в четырех точках у верхней и нижней полок лонжерона. Первая

основная часть корзинки неподвижна, она заканчивается пожарной переборкой. Вторая — маленькая рамка, на которой непосредственно висит



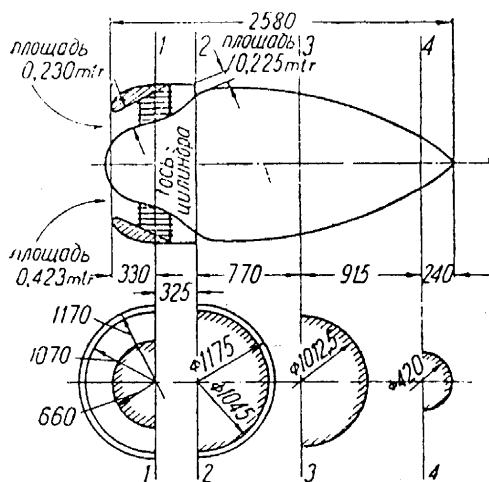
Фиг. 385. Sikorsky „S-42“. Мотоустановка и детали.



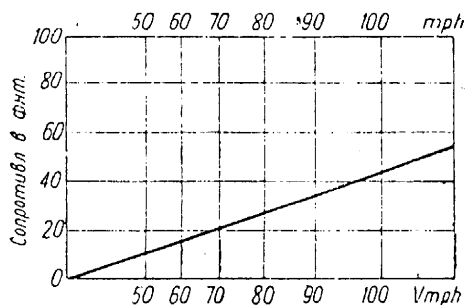
Фиг. 386. „Martin-130“. Конструкция мотоустановки.

мотор, может быть снята вместе с ним. Так как наимыгоднейшее положение мотора относительно крыла требует значительного выдвижения

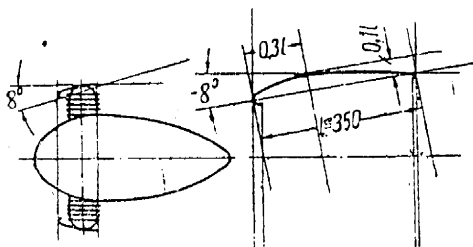
мотора вперед, это вызывает необходимость делать ферму моторной рамы длинной, а большой момент от веса самого мотора относительно узла крепления на лонжероне дает большие узлы и очень толстые трубы.



Фиг. 387. Очертания капота NASA и гондолы.



Фиг. 388. Кривая сопротивления гондолы с кольцом NASA.



Фиг. 389. Установка кольца Тауненда.

Чтобы закончить вопрос об установках моторов воздушного охлаждения, опишем основные очертания капотов NASA и гондолы таких моторов в том виде, как они обыкновенно применяются на гидросамолетах.

Во всех случаях установки — над крылом, в крыле, или под крылом — мотогондола имеет всегда одинаковый вид каплеобразного, хорошо обтекаемого тела (фиг. 387).

Размеры этой гондолы рассчитаны на установку мотора Wright „Junior“. Но, исходя из размера мотора, гондолу можно пропорционально увеличить или уменьшить, сохраняя все соотношения.

Коэффициент лобового сопротивления, отнесенный к полному миделю кольца этой установки, можно принять $C_x \approx 0,07$.

На фиг. 388 приведена кривая изменения полного сопротивления этой установки в зависимости от скорости. Установка кольца Towpend значительно проще и легче, чем установка кольца NASA, но обладает худшими аэродинамическими показателями. Внутренняя часть мотора закрывается обыкновенно каплевидным обтекателем-коком. Размеры кока выбираются так, чтобы цилиндры были открыты примерно от точки, соответствующей нижнему положению хода поршня.

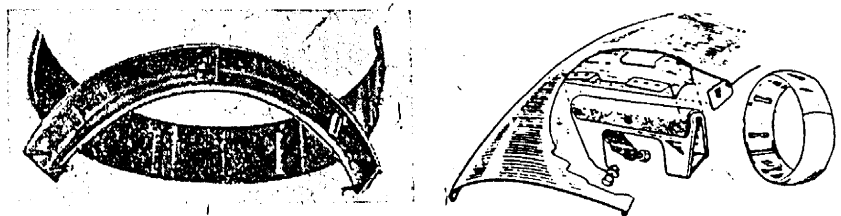
Кольцо кладется непосредственно на головки цилиндров. Для этого на кольцо устанавливаются специальные кронштейны. Ширина кольца $I \approx 350$ мм.

Соотношения даны на фиг. 389.

Жорда сечения кольца устанавливается по отношению оси мотора на угол $\alpha = (-4^\circ) - (-8^\circ)$.

Конструкция кольца показана на фиг. 390.

Приведенные данные относительно колец NASA и Townend могут служить лишь в качестве ориентировочных для первых прикидок, потому что окончательный выбор размеров колец устанавливается после нескольких вариантов продувки. Размеры колец зависят от размеров мотора, а величины щелей (входной и выходной) у кольца NASA выбираются после целого ряда продувок с точки зрения: 1) величины лобового сопротивления и 2) теплового режима мотора, потому что через



Фиг. 390. Конструкция кольца Тауненда.

них должно проходить достаточное для охлаждения мотора количество воздуха. По этому вопросу есть ряд прекрасных специальных статей в журналах „SAE“ и „Aero Digest“.

Характерные очертания и конструкции капотов NASA хорошо видны на фиг. 365 и 366.

Все мотоустановки подходят под один из вышеописанных типов и отличаются лишь в отношении небольших отклонений от обычных конструкций.

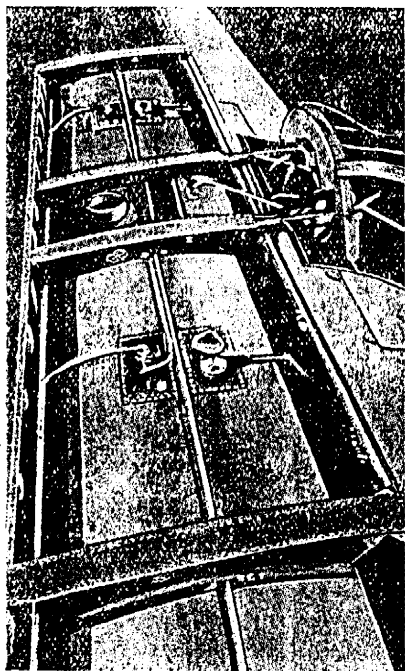
5. УСТРОЙСТВО СИСТЕМЫ ПИТАНИЯ ГОРЮЧИМ

а. Расположение и установка баков

Горючее как груз, меняющий свой вес в полете по мере израсходования его, должно быть размещено на самолете в центре тяжести его или, по крайней мере, в непосредственном соседстве с ним, потому что иначе будет меняться центровка самолета. Поэтому положение баков с горючим по длине самолета приблизительно задано. Остается определить их положение по высоте самолета. В данном случае расположение баков всецело зависит от типа самолета и его назначения. Если обстоятельства позволяют, то самым рациональным является размещение баков в лодке, так как в этом случае баки расположены недалеко от центра тяжести и, значит, не увеличивают в большой степени моменты инерции самолета. Кроме того, размещение в лодке позволяет надежно

и прочно закрепить бак и изолировать его переборками от обитаемых кабин. Но желание использовать для груза все помещения лодки, а также большие высоты подачи бензина в случае расположения баков в лодке заставляет конструкторов искать другие места для расположения баков. Поэтому очень часто баки размещают в крыле или под крылом.

При размещении баков в крыле они могут быть помещены в носке крыла — в этом случае баком занято все пространство между носком крыла и передним лонжероном. Бакам придают форму поперечного сечения, совпадающую с профилем крыла. Такие баки не прячут под обшивку, а они сами являются наружным контуром крыла.



Фиг. 391. Sikorsky „S-42“. Размещение баков в крыле.

Недостатком этого расположения является нагруженность баков аэродинамическими усилиями и участие в работе всего крыла на прочность. Кроме того, баки такого типа требуют весьма тщательного выполнения, так как малейшая неточность в подгонке к общим очертаниям профиля крыла повлечет за собой потерю аэродинамического качества самолета в целом. Требование прочного соединения с лонжероном заставляет баки участвовать в изгибе всего крыла, что может послужить причиной течи их.

Расположение баков внутри крыла значительно легче для самих баков, но зато заставляет строить крыло со специальными помещениями для них. В качестве такого примера можно указать на размещение баков в крыле самолета „S-42“ Sikorsky (фиг. 391).

Бензиновые баки — длинные, небольшие же баки, находящиеся непосредственно за самими моторами, — масляные.

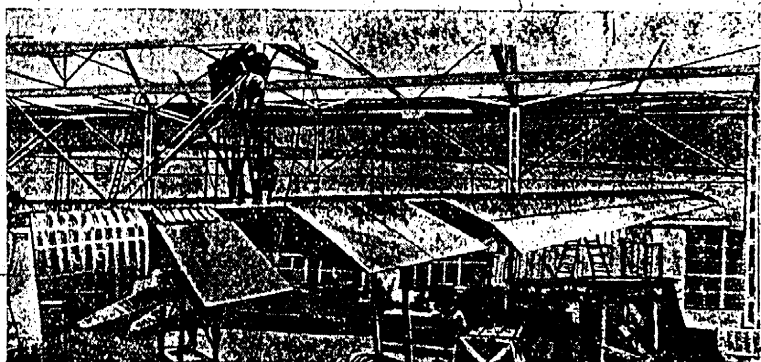
Бак вставляется в соответствующее гнездо, закрепляется там, а отверстие в крыле заделывается легко съемной рамкой.

Rohrbach помещает баки непосредственно за задним лонжероном кессона крыла (фиг. 392), причем баки сделаны заподлицо с наружной обшивкой крыла и введены, таким образом, в работу на прочность всего крыла.

Так как расположение баков в крыле дает целый ряд упрощений в схеме бензопроводки, позволяя осуществить питание самотеком, то многие английские фирмы решают вопрос о баках своеобразно легко и просто, но весьма несовершенно с аэродинамической точки зрения.

На фиг. 364 приведен способ размещения баков на самолете Blackburn „Perth“. Примерно так же размещены баки и на самолете Supermarine „Southampton“ (см. фиг. 352 и 371).

Размещение баков внутри лодки бывает очень разнообразным. В качестве примера можно привести самолет „HD-55“ (фиг. 368), где бензиновый бак расположен в лодке. Бак имеет вид цилиндра овального сечения. На гоночных поплавковых гидросамолетах вошло в обычай помещать горючее в поплавок, причем бака собственно там нет. Бензин непосредственно наливается внутрь самого поплавка, для чего в поплавке выделен один отсек, отгороженный переборками. Клетка этого отсека выполняется особенно тщательно. Такое расположение бака дает, конечно, большую экономию в весе и простоту конструкции, но не может быть принято как правило в эксплуатации, потому что вносит целый ряд эксплуатационных затруднений: затрудняется промывка бака, для ремонта необходимо снимать целый поплавок и т. д. Поэтому такое же положение допускают лишь на гоночных машинах, у которых вопросы эксплуатации отходят на последний план.



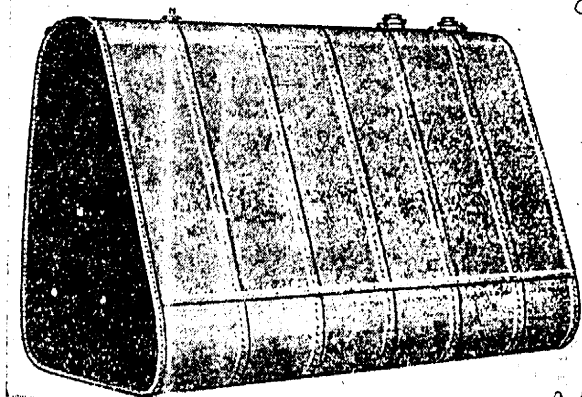
Фиг. 392. Rohrbach „Romar“. Места установки баков в крыле.

Самолет „Martin-130“ принес неожиданное новшество — его лодка не имеет специальных баков, бензин наливается непосредственно в отсек лодки, причем стенками бака являются: снизу — дно самой лодки, по бокам — борты и перегородки, а верхней стенкой бака — пол пассажирской кабины. Это надо признать смелой конструкцией, которая может дать очень большую экономию и места и веса, если практика подтвердит целесообразность такой установки.

6. Конструкции баков

Бакам стараются придавать наиболее простую по очертаниям форму. Обычно, если позволяет место, бакам придают форму круглого или овального цилиндра с выпуклыми днищами (см. фиг. 368). Это необходимо потому, что бак имеет криволинейные очертания и хорошо сохраняет форму под нагрузкой. Если же стенки баков сделать плоскими, то они по мере заполнения бака горючим будут выпучиваться, вызывая неравномерное напряжение в разных частях конструкции. Такие плоские стенки приходится подкреплять большим количеством переборок и про-

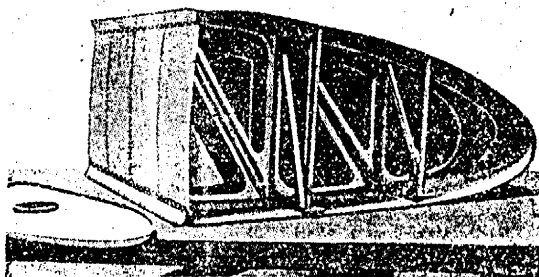
филей, что, конечно, утяжеляет бак. Такие баки (см. фиг. 368) можно делать или в небольших самолетах, где не нужно осуществлять возможность прохода вдоль лодки, или же в больших самолетах, когда при-



Фиг. 393. Savoia. Бензиновый бак.

ходится ставить большое количество баков („Do-X“). Если же самолет имеет средние размеры, баки помещены в небольшой сравнительно лодке, в которой необходимо сделать продольный проход, то приходится несколько усложнить форму баков для того, чтобы по возможности использовать объем.

На фиг. 393 показан бак лодочного гидросамолета, устанавливаемый в лодке около борта так, что в середине остается проход. Как видно по коли-

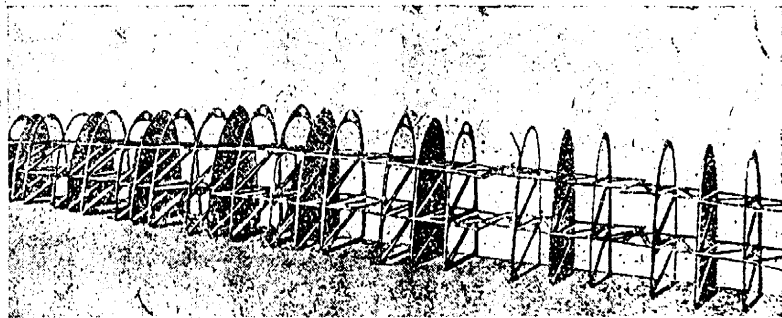


Фиг. 394. Devoitine. Сечение бака.

честву рядов заклепок, такая форма бака вызвала постановку большого числа перегородок. При установке баков в крыле им придается форма длинного плоского цилиндра овального сечения (см. фиг. 391).

Если же крыло имеет очень большое сечение, то форма баков может быть упрощена.

Носовым бакам, расположенным в носке крыла, как уже было указано выше, придется форма профиля крыла. Перегородки бака имеют



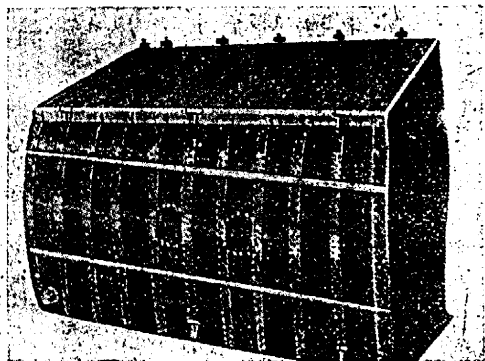
Фиг. 395. Devoitine. Набор баков.

вид носовых нервюр, а продольные связи — вид ферменных лонжеронов (фиг. 394 и 395).

Rohrbach обычно включает баки в конструкцию крыла (фиг. 396).

Баки изготавливаются из латуни, белой жести, дуралюмина, алюминия и электрона.

Баки из нержавеющей стали не привились из-за трудности изготовления и необходимости иметь специальные сварочные аппараты. Электронные баки, имеющие некоторое распространение в сухопутной авиации, на гидросамолетах не привились из-за большой склонности к коррозированию, особенно в близком соседстве с морской водой. Латунные баки имели большое распространение в недалеком прошлом, но вследствие большого веса конструкции (удельный вес латуни $\gamma = 8,5 - 8,6$) почти совершенно вытеснены дюралюминовыми. То же относится и к железным (жестяным) бакам.



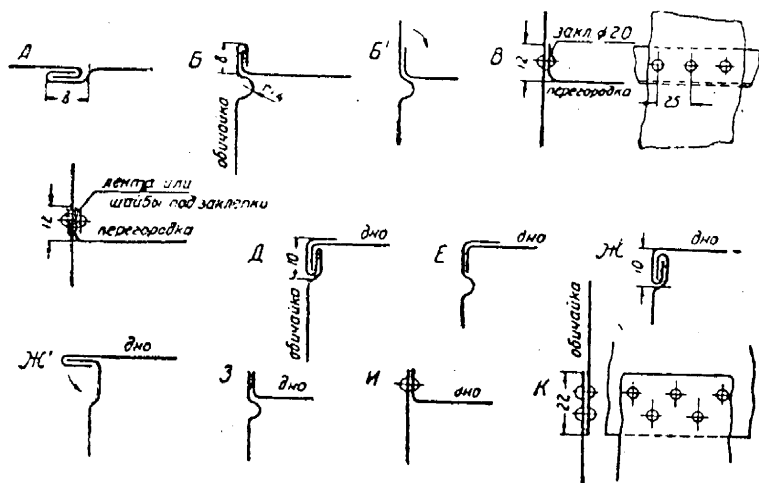
Фиг. 396. Rohrbach. Бак в крыле.

Обыкновенно принято считать, что вес латунных и медных баков составляет численно 10% от их литража. Вес же дюралевых баков — всего 4—5%. Таким образом при литраже в 400 л вес медного бака будет около 40 кг, вес же дюралевого бака того же объема* удалось получить в 17 кг. Разница существенная:

Но все же медные и железные баки, хотя и редко, но употребляются. Медные и латунные баки изготавливаются из листового материала толщиной 0,6—1,0 мм. Меньшие толщины применять не рекомендуется, так как при выколачивании фасонных частей материал становится тонким и очень хрупким от нагартовки.

Жесть применяется толщиной 0,5—0,8 мм. Меньше брать не рекомендуется из-за возможности быстрого ржавления бака и появления течи.

Конструкции соединения отдельных листов паяных баков, а также сопряжений с днищем и т. п. показаны на фиг. 397. Швы проклепываются или же берутся в „замок“ и пропаиваются.



Фиг. 397. Швы паяных баков.

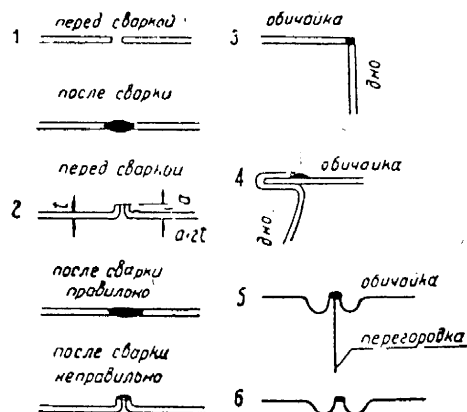
Внутри бака ставятся переборки, снабженные отверстиями. Переборки эти служат для ужесточения бака, а также для того, чтобы во время эволюции машины в воздухе или на земле горючее всей массой не давало ударов в боковые стенки. Переборки, разделяя бак на ряд отдельных объемов, смягчают эти удары.

В зависимости от размеров бака и толщины стенок переборки ставятся на расстоянии от 400 мм и больше. Днища баков стягиваются длинными болтами, предохраняющими их от выпучивания.

Дюралевые баки делаются из листового материала толщиной 0,8—1,5 мм. Листы, из которых делаются баки, соединяются дюралевыми заклепками с расширенной плоской головкой. Под головкой заклепок с обеих сторон подкладываются толстые шайбы. Заклепки ставятся в шахматном порядке и так часто, что шайбы соприкасаются между собой. В местах швов между листами металла прокладывается обыкновенно ватманская бумага, пропитанная шеллаком. Кроме того, между двумя рядами заклепок в двухрядном шве в каждом из листов делается

в. Схемы питания горючим

Схем питания изготавливается две: одна носит название принципиальной схемы и показывает только, как и какими путями горючее из бака попадает к карбюратору мотора. Эта схема указывает,



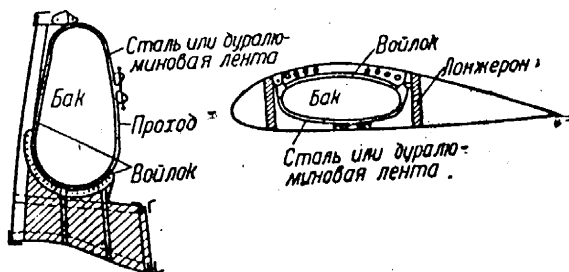
Фиг. 399. Швы алюминиевых сварных баков.

скажем, на необходимость постановки крана, фильтра или подобных деталей по пути следования горючего; указывает, между какими частями схемы должны стоять те или иные детали, но не дает точного расположения этих деталей проводки между частями самолета. Все эти данные излагаются второй исполнительной схемой, которая фиксирует точные места установки частей проводки, точно координирует места кранов и фильтров и т. д.

Главный интерес представляет именно принципиальная схема питания, так как от нее зависят надежность и беспере-

бойность питания. Хорошо продуманная принципиальная схема — это почти все, так как реализовать ее уже не представляет особого труда.

Рассмотрим несколько принципиальных схем для разного положения баков и моторов. Теперь применяется только одна система подачи бензина — механическими помпами. Раньше применялась система пневматической подачи: вся бензиновая система была герметически закрыта. В баке и системе создавалось воздушное давление на жидкость, и это

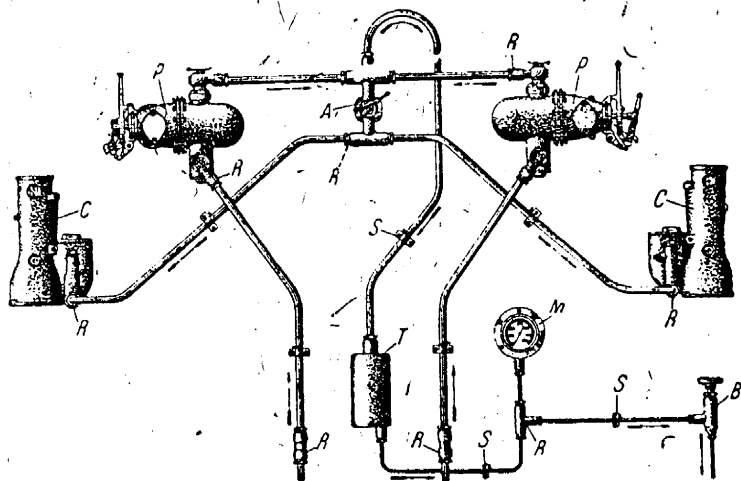


Фиг. 400. Крепление баков в крыле и лодке.

давление гнало бензин к карбюраторам. Малейшая неточность сборки, вибрации системы, нарушающие плотность, — и воздух выходил из системы, мотор останавливался. В наши дни горючее подается при нормальном давлении, одинаковом с окружающей средой, и подача происходит механически.

Бензиновые механические помпы бывают нескольких видов: мембранного типа („АМ“, „Lamblin“ и др.), поршневого (помпы „Fiat“ и др.) и зубчато-колесные (помпы мотора „М-5“, помпа „Hornet“ и др.). Наконец, за последнее время сильно начинают развиваться помпы коловратные („Romesc“ и др.). Наибольшим распространением пользуются помпы „АМ“, зубчато-колесные „Hornet“ и коловратные „Romesc“.

Рассмотрим общую для всех моторов схему соединений между механическими помпами на моторе и карбюраторами (фиг. 401). На каждом моторе обыкновенно помещаются две помпы. К помпам непосредственно из баков идут питательные трубки. По выходе из автоматически регулирующихся помп, поддерживающих определенное давление в системе за счет пропусков в работе, торчащее разветвляется: одна ветвь через



Фиг. 401. Схема „АМ“.

пожарный кран А идет непосредственно к карбюраторам, другая — через амортизационный горшок Т (иначе называемый ресивером и по устройству своему напоминающий колокол ручного пожарного насоса) идет к манометру М, показывающему давление в сети. Игольчатый кран В — регулятор давления. Ресивер ставится для того, чтобы давление в сети было равномерным, без толчков и пульсаций, вызываемых движением мотора и помп „АМ“. Это также успокаивает стрелку манометра, потому что без ресивера она бы отмечала каждое движение мембран помпы.

Такое соединение является классическим для современных моторов, и эта часть схемы одинакова почти для всех схем. Все особенности и все трудности заключаются в подаче горючего из баков к помпам. Дело в том, что все помпы: „АМ“, „Hornet“ и „Romesc“ могут засасывать бензин только до какой-то предельной высоты. Высота эта, гарантируемая фирмами, колеблется от 1,20 до 2,0 м (максимум). Расстояние же от низа бензинового бака при постановке его в лодке до помп доходит до 3,0—3,5 м. Помпа не может засосать на такую высоту.

Правда, достигаемая высота подсосывания помп несколько выше, чем гарантируемая, и доходит до 3,0, но нельзя строить всю систему на предельной возможности помпы. Помпа легко может отказать. Поэтому приходится ставить промежуточный бак, так чтобы высота помпы под ним была в допустимых пределах. Обычно помещают этот вспомогательный, или, как его называют, расходный бак выше мотора, что можно сделать при бипланной схеме. Оттуда бензин поступает в помпы самотеком¹.

Для того чтобы подавать бензин в этот средний промежуточный или в верхний расходный бак, необходимо иметь еще одну помпу, которая бы постоянно питала этот промежуточный бачок из главного. В качестве такой помпы ставят ручную помпу и бортмеханик время от времени наполняет расходный бак (такую схему нельзя признать совершенной), либо ставят ту же помпу „АМ“ или какую-нибудь иную с механическим приводом от ветрянки, от самого мотора или даже от специального электромотора (в больших самолетах).

Так как такая система очень сложна, то англичане устанавливают все свои баки под верхним крылом и подают горючее самотеком. Так же поступает Sikorsky, помещая все баки в крыле на уровне мотора так, что помпы, всегда залитые бензином, безотказно работают. Но если этот вопрос Sikorsky разрешает хорошо, то этого нельзя сказать о баках Supermarine или Blackburn „Perth“ (см. фиг. 364 и 371), дающих колоссальный лоб. Кроме того, такое решение возможно только в биплане или в моноплане с высокоподнятым крылом.

Этот вопрос является одним из труднейших в гидросамолетостроении и он знаком лишь очень немногим из конструкторов сухопутных самолетов. Рассмотрев общую схему соединений трубопровода при наличии механических помп, переходим к некоторым частным случаям.

Рассмотрим схемы питания в таком порядке:

1. Мотор расположен высоко, баки находятся в лодке так, что имеется большая высота подачи. Моторные помпы не могут засасывать горючего.

2. Самолет имеет крыло, лежащее на лодке. Баки в крыле, помпы свободно засасывают горючее, хотя мотор выше баков.

3. Самолет имеет крыло, поднятое выше лодки. Баки в крыле, мотор расположен ниже баков.

Первый из этих вариантов — наиболее трудный и сложный, второй и третий — проще.

Обычно самой общей схемой является наличие вариантов первого и второго, т. е. баки имеются и в лодке и в крыле. Чтобы не рассматривать очень сложных схем, мы рассмотрим только вышеперечисленные варианты. Все остальные комбинации будут суммой этих вариантов и, кроме усложнения сети, принципиальных различий не будут иметь.

Схема к варианту 1

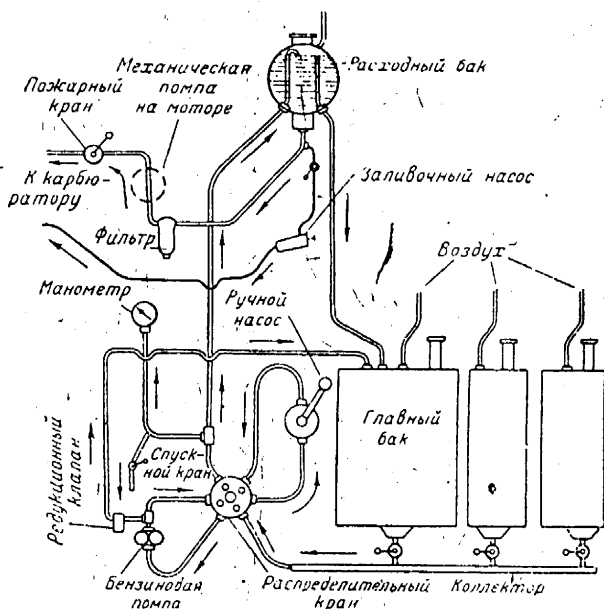
В качестве примера может служить схема на фиг. 402.

В лодке расположено несколько баков. На фигуре показано, что горючее подается в общий сборник, называемый коллектором, и уже

¹ Испытания последнего времени показали, что помпа „Ротес“, будучи предварительно залита, засасывает бензин на высоту до 3,6 м.

оттуда распределяется дальше. Из главного бака или из коллектора горючее проходит через шестипроходной кран, дающий разные комбинации соединений. Вверху на верхнем крыле, если самолет — биплан, или в моторном коке за пожарной перегородкой, если самолет — моноплан, ставится расходный бак. Оттуда бензин может поступать непосредственно в карбюраторы самотеком или же идти через механические моторные помпы (см. фиг. 401).

Заполнение верхнего расходного бака может быть произведено ручным насосом. Для этого распределительный кран ставится в определен-



Фиг. 402. Схема бензопровода.

ном положении, ручная помпа засасывает горючее из главного бензобака или из коллектора и через распределительный кран подает горючее в верхний расходный бачок до определенного уровня. Если бензин поднялся выше этого уровня, то излишки его по отводной трубке снова стекают в главный бак. Так как все время накачивать бензин вручную невозможно, то ставят механическую помпу. Эту помпу приводят в действие по-разному.

Одним из двигателей является ветрянка, т. е. маленький деревянный винтик, приводимый в движение воздушным потоком. Для того чтобы ветрянки работали и на земле, необходимо ставить их в струе винтов.

Но ветрянка имеет большое лобовое сопротивление и расходует большую мощность, — поэтому теперь ветрянки применяются редко.

Есть несколько удачных конструкций приведения в действие механической (коловратной или зубчато-колесной) помпы приводом от самого

мотора, — это обычно передача жесткими валиками с целой системой угловых зубчаток. В больших самолетах эту помпу приводят в движение даже специальным электромотором малой мощности. Электромотор следует хорошо изолировать от бензопровода, так как мотор искрит, что может привести к пожару. В механической помпе должен быть редукционный клапан.

Кроме того, от всех баков отходят воздушные трубки, сообщающие баки с воздухом, так как иначе разрежение в баках выключит из работы всю систему. Принцип действия шестеренчатой помпы общеизвестен.

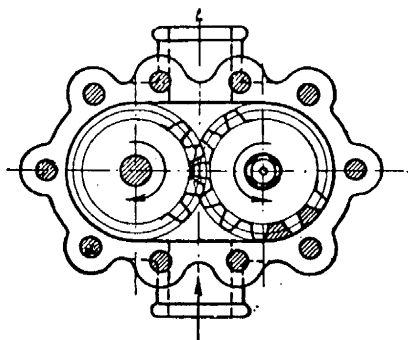


Схема такой помпы дана на фиг. 403. Зубчатки расположены в кожухе с очень малым зазором — около 0,15 — 0,20 мм. При вращении зубчаток в направлении, указанном стрелками, полости между зубьями заполняются бензином (заштрихованная площадь) и переносятся вместе с движением зубчатки. Бензин подается в направлении, указанном стрелками на приемном и подающем штуцерах.

Обозначая заштрихованную площадь через S мм², длину зуба l мм,

Фиг. 403. Схема шестеренчатой помпы.

число зубьев — z и число об/мин — n , имеем теоретическую производительность помпы:

$$V = \frac{2 \cdot S \cdot l \cdot z \cdot n}{10^6} \text{ л/мин.}$$

Практически помпа не дает такой производительности из-за ряда потерь, зависящих от зазоров между зубчатками, числа оборотов зубчаток, рода перекачиваемой жидкости и т. п. Среднее значение гидравлического к. п. д. $\eta \approx 0,7$.

Американцы применяют стандартные помпы: диаметр начальной окружности зубчаток $D = 1''$ (25,4 мм), число зубьев $z = 12$. Таким образом производительность помпы зависит от длины зуба и числа оборотов.

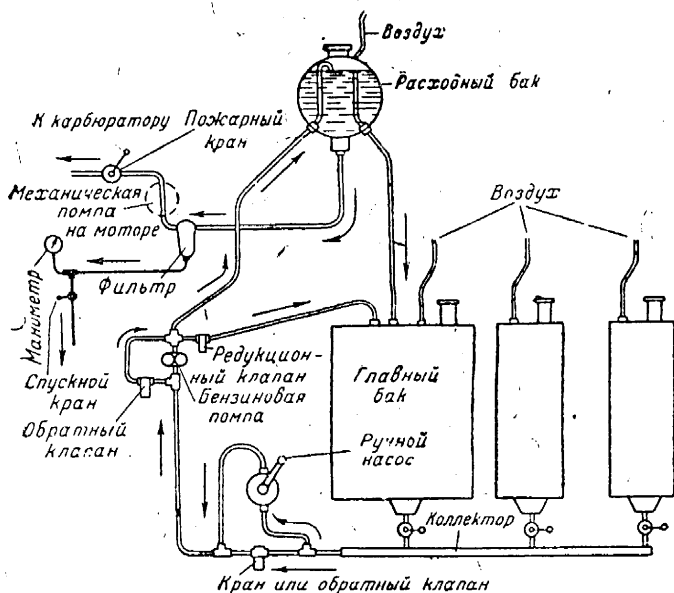
Для моторов средней мощности (400—600 л. с.) можно брать длину зуба $l = \frac{3}{4}'' \approx 19,0$ мм; для высокой мощности (700—1000 л. с.) $l = 1'' \approx 25,0$ мм. Для расчета трубопроводов рекомендуется брать скорость $v \approx 0,5$ —0,6 м/сек. Отсюда по расходу и по скорости протекания устанавливается необходимый диаметр труб.

При длине зуба $l = 19,0$ мм, числе об/мин $n = 1900$ и указанных выше размерах зубчаток действительная производительность помпы $V \approx 10,0$ л/мин.

В качестве ручного насоса применяются маленькие насосы типа альвейера, отлитые из алюминиевого сплава. Производительность такого насоса при нормальной скорости качания, т. е. примерно при 75—90 ходах в минуту, ≈ 8 —10 л/мин.

Рассмотрим еще одну схему для установки баков в лодке. Она похожа на предыдущую и отличается от нее лишь более высоким расположением бензинового механического насоса (фиг. 404).

В первой схеме насос поставлен ниже уровня баков, так что он всегда залит бензином и готов к действию в любой момент. Это не всегда удастся сделать потому, что очень трудно вести к нему такую длинную передачу, а также потому, что увеличивается высота подъема горючего. Поэтому эту помпу ставят иногда несколько выше, так что ее для приведения в действие необходимо залить. Общее расположение остается прежним. Для запуска необходимо ручным насосом



Фиг. 404. Схема бензопитания из баков, расположенных в лодке.

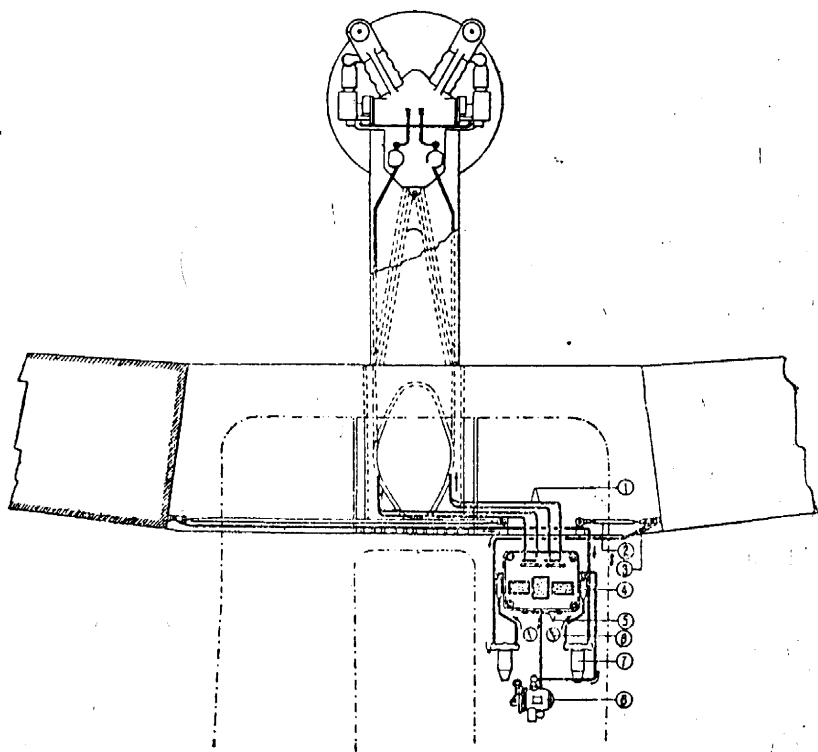
накачать горючее в расходный бак. Этим самым механическая бензиновая помпа заливается бензином. Для того чтобы помпа не работала сама на себя, между приемным и подающим шлангом ставится либо кран, либо обратный клапан. Для свободного прохода горючего при работе ручной помпы сделана обходная магистраль с обратным клапаном, так как помпа в состоянии покоя бензина не пропускает. При отказе помпы в расходном баке остается бензина еще приблизительно на полчаса полета. Через фильтр бензин непосредственно попадает в карбюратор.

Схема к варианту 2

Крыло самолета лежит на лодке, баки расположены в крыле. Моторные помпы свободно засасывают горючее, потому высота установки помп под нижним уровнем жидкости лежит в пределах допустимого. При-

мером таких схем может служить схема питания французского гидросамолета „LeOH-240“ (фиг. 405).

С левой стороны рисунка в крыле показан один из баков, от которого идут трубопроводы к контрольной коробке, расположенной у места механика. В месте выхода трубок из бака имеется кран, управляемый с места пилота тягой 2. Эти трубки подходят к фильтрам „Zenith“, обозначенным цифрой 7. Из фильтров трубопроводы через краны 4 направляются в сборный коллектор, расположенный внутри центральной

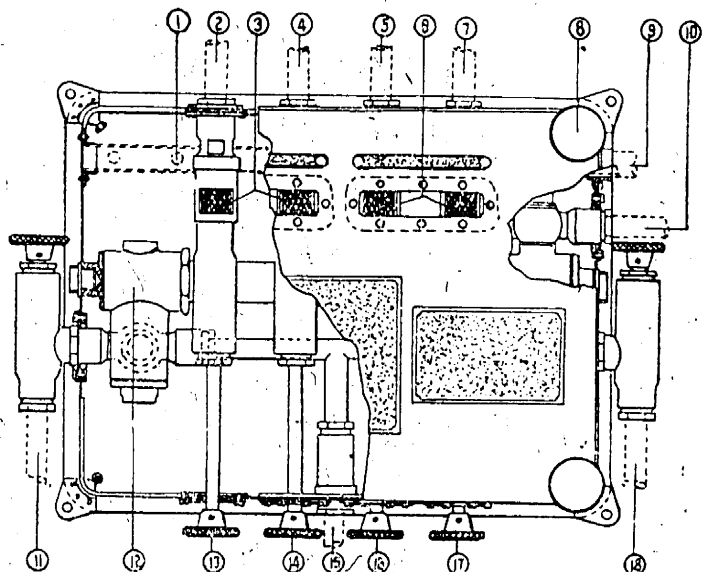


Фиг. 405. Lioré et Olivier „LeOH-240“. Схема бензопитания.

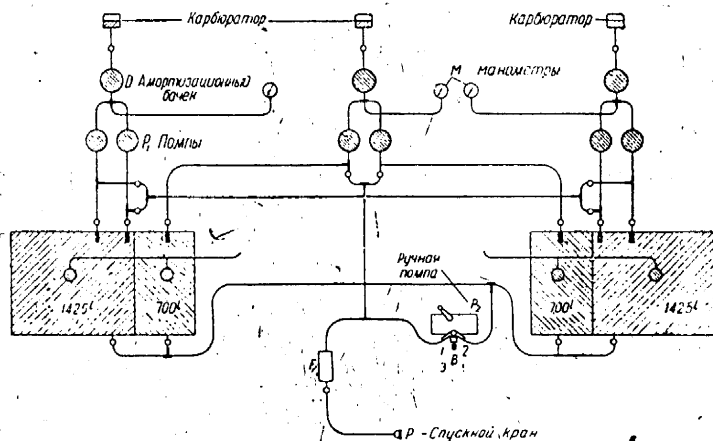
коробки. Из общего коллектора бензин идет к четырем помпам двух моторов. Помощью кранов 5 любая из помп может быть выключена. Кроме того, из труб, идущих от фильтров, идет ветвь к ручной помпе 8 „АМ“, а из нее — к общему коллектору. Этой ручной помпой заливают верхние моторные помпы. Схема очень простая — значительно проще, чем в случае постановки баков в лодке.

На фиг. 406 более детально показана контрольная коробка этой схемы. Здесь 11 и 18 — краны, выключающие фильтры от коллектора; 12 — коллектор с обратными клапанами „АМ“; 15 — трубки, идущие к ручной помпе; 10 — трубка, питающая коллектор от ручной помпы;

2, 4, 5, 7 — трубки, подающие бензин к моторным помпам; 13, 14, 16, 17 — краны, выключающие любую из ветвей, идущих к помпам; 3 и 6 — смотровые окошечки для наблюдения за движением горючего.



Фиг. 406. Liore et Olivier „LeOH-240“. Контрольная коробка бензопитания.



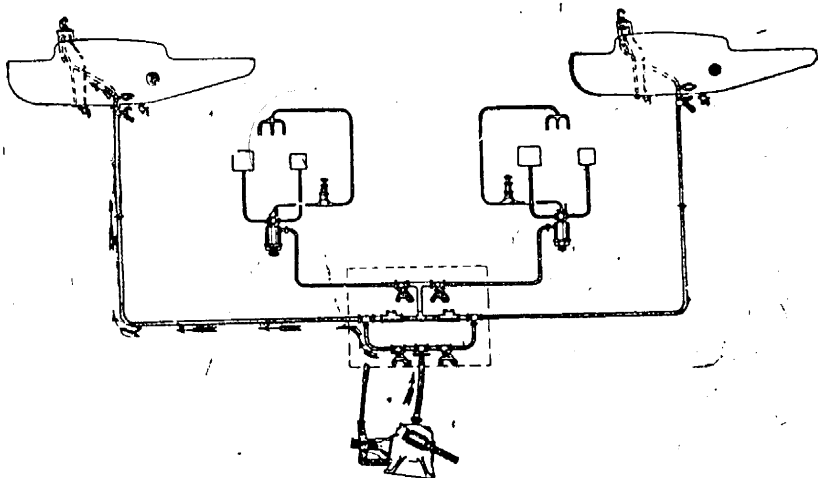
Фиг. 407. „Loire-70“. Схема бензинопроводки.

Все смонтировано просто, удобно и находится под руками у механика. Выключив кран у бака, а также кран у коллектора 4 (фиг. 405 или 18 на фиг. 406), можно производить очистку фильтров.

Не более сложна и схема у гидросамолета „Loire-70“ (фиг. 380 и 407). Баки расположены в крыле, а моторы — над крылом, т. е. мы имеем размещение, почти аналогичное самолету „LeOH-240“.

На схеме имеются три группы моторов и четыре группы баков. Крайние баки питают крайние правый и левый моторы, а два средних бака — центральный мотор.

Проводка из каждой группы баков к любому из моторов очень проста. Механические моторные помпы *P* берут бензин непосредственно из соответствующего бака и через фильтр подают его в карбюратор. От места соединения помп с фильтром *D* отходит проводка к манометру. Между фильтром и карбюратором помещается пожарный кран. Аналогичные схемы повторены у каждого мотора. Трубки, отходящие



Фиг. 408. Supermarine „Southampton“. Схема бензопитания.

от маленьких заштрихованных кружков на баках, — воздушные трубки, соединяющие баки с наружным воздухом.

Внутри баков расположена ручная помпа P_2 со сложным краном-клапаном *B*. Положение крана *B*, обозначенное 1, соответствует выключению (закрытию) помпы. Баки можно заливать горючим непосредственно через горловины. При положении 3 бензин можно подавать в баки через приемное отверстие *p* и фильтр *F* помощью внешней помпы. И, наконец, положение 2 включает помпу P_2 в работу и тогда она служит для ручной подачи горючего в карбюраторы и для заливки моторных помп. Маленькими белыми кружками изображены краны.

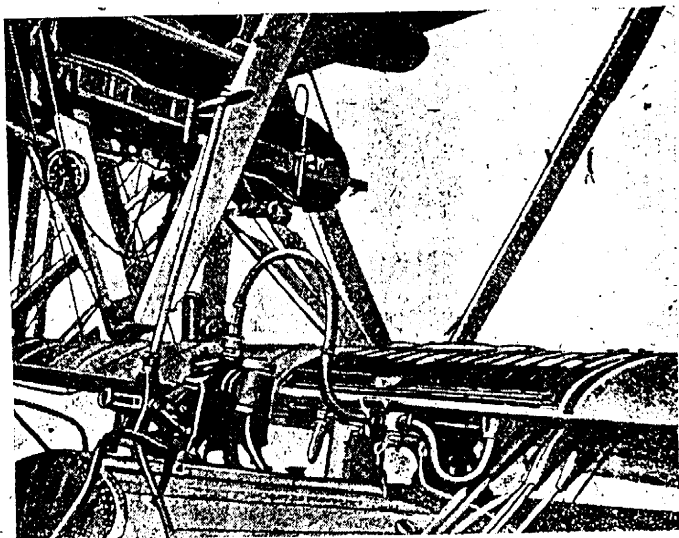
Схема к варианту 3

Этот случай рассматривает самолеты, у которых крыло поднято выше лодки, баки расположены в крыле, а моторы находятся ниже баков. Такое расположение деталей встречается у самолетов-бипланов типа Blackburn „Perth“, Supermarine „Southampton“, у монопланов-высо-

копланов „Sikorsky-40“, Consolidated „2PY-1“ и у целого ряда других самолетов.

В качестве характерной схемы рассмотрим принципиальную схему питания гидросамолета Supermarine „Southampton“ (фиг. 408).

На самолете под верхним крылом подвешено два бака, от которых отходит всего по одной трубке, служащей как для питания мотора, так и для наполнения баков. Наполнение происходит следующим образом. На лодке устанавливается специальный съемный ручной насос. Этот насос через приемный рукав засасывает бензин из бачка и подает его через обводную ветку сети, запираемую обычно двумя кранами Vickers, в единственную трубку, идущую к бакам.



Фиг. 409. Supermarine „Southampton“. Установка ручной помпы.

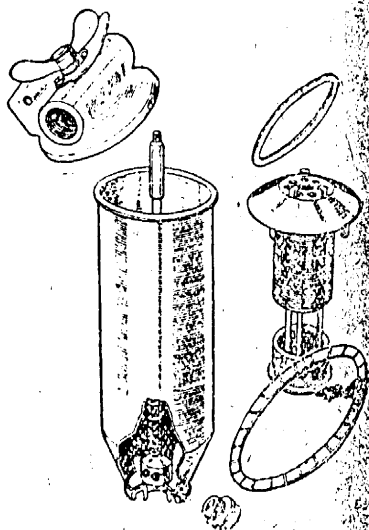
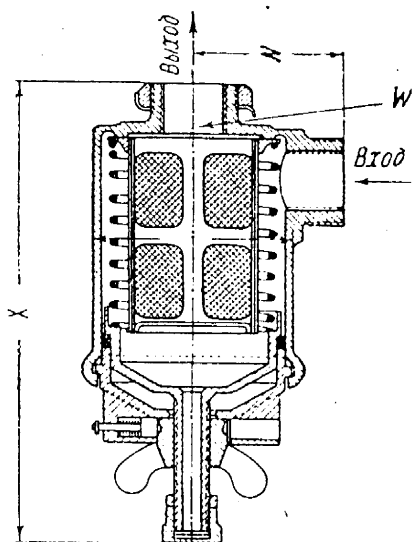
Наполнение бака бензином происходит до тех пор, пока из спускового краника, расположенного в передней части бака, не начнет литься бензин. Тогда этот пробный спусковой краник и два нижних крана на обводной ветке задираются. Ручная помпа разъединяется, открываются два крана, находящиеся на пути следования горючего к карбюраторам, и система может начать работать. Так как баки расположены выше карбюраторов, то бензин самотеком начинает идти по трубкам вниз, проходит обратные клапаны и через фильтр попадает к карбюраторам. От фильтра же взяты трубки, служащие для заливки мотора перед пуском. Схема необычайно проста и надежна.

Такая же примерно схема питания и у других вышеперечисленных самолетов. Единственным недостатком этой схемы является наружное расположение баков. Если баки убраны в крыло и не торчат наверху, схема может быть признана идеальной по простоте. Установки для наполнения баков бензином показаны на фиг. 409.

В заключение этого раздела о схемах питания рассмотрим конструкцию фильтров для горючего.

На фиг. 410 показаны сечения и даны основные размеры фильтра Vickers. Этот фильтр имеет большое распространение.

Также распространен фильтр „Zenith“ (фиг. 411). Он состоит из чашки, в которую вставлен столбик, образованный из металлических дисков, покрытых легкими рифтами, так что между сложенными дисками образуются щели просветом в несколько сотых миллиметра. Один из этих дисков изображен в более крупном масштабе. Бензин подается в одно из отверстий в крышке, проходит внутри столбика из дисков и выходит из чашки через другое отверстие крыла. Такой фильтр допускает легкую разборку и очистку.



Обозначения	W	X	Y	Z	Вес
A G S 600	9.5	118	66	50	~0,5
A G S 601	12.7	156	66	50	~0,5
A G S 602	19.0	246	68,5	51	~1,0

Фиг. 410. Фильтр Vickers.

Фиг. 411. Фильтр „Zenith“.

г. Приспособление для быстрого слива горючего

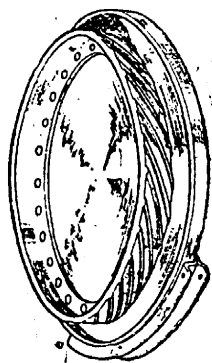
Как уже было отмечено неоднократно, в баках необходимо иметь приспособления, позволяющие быстро опорожнять их в случаях вынужденной посадки на бурное море, в случае пожара на самолетах и т. д. — по целому ряду причин. Такие приспособления называются „vite-vidе“. Рассмотрим некоторые из этих приспособлений. „Vite-vidе“ Farman показан на фиг. 412. В днище бака вклепана втулка, на внутренней стороне которой нарезана многоходовая винтовая нарезка. Крышка втулки представляет собой гайку, ввинчивающуюся в эту втулку. На этой гайке имеется желобок, в котором помещен трос. Когда

нужно вылить горячее, пилот тянет за трос, поворачивает всего на $\frac{1}{8}$ оборота эту крышку, и она выпадает. Открывается отверстие диаметром около 150—200 мм.

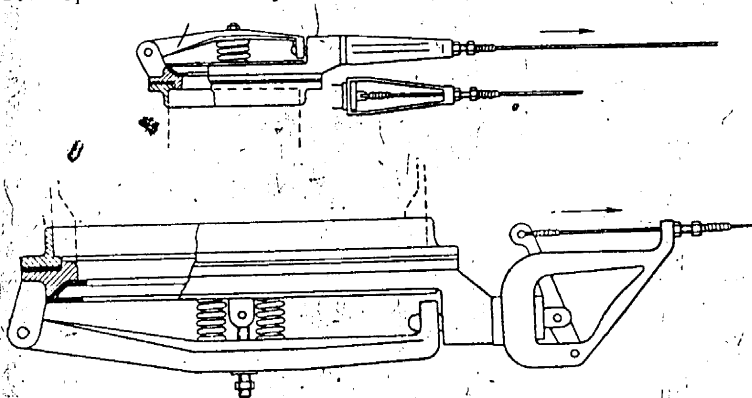
Второй клапан — конструкции Mauve (фиг. 413). Он состоит из большого конического диска, закрывающего отверстие в баке. Этот диск плотно прижат действием двух сильных пружин, опертых на рычаг. Вверху бака расположен такой же клапан, но меньших размеров, для воздуха. При одновременном выдергивании (помощью троса) шпильки, держащих рычаги клапанов, пружины отбрасывают рычаги, и клапаны открываются, освобождая одновременно доступ к бензину и воздуху. Система эта очень проста.

„Vite-vide“ фирмы SECM (фиг. 414) состоит в основном из плоского конического клапана, прижатого шестью рычажками на баке. Эти рычажки, будучи удержаны диском с прорезами, прижимают крышку. При повороте этого диска на $\frac{1}{6}$ окружности все концы рычажков освобождаются через прорезы диска, и клапаны свободно выскакивают из своего гнезда. Для плотного прижатия клапана на рычажках имеются винты, прижимающие клапан к гнезду.

Очень интересен способ быстрого опорожнения баков системы Letord (фиг. 415). Сущность его заключается в следующем. Из баков в лодке к хвосту самолета идет и выходит наружу труба, через которую все горячее из бака проходит в течение 1—2 мин. Нижний конец



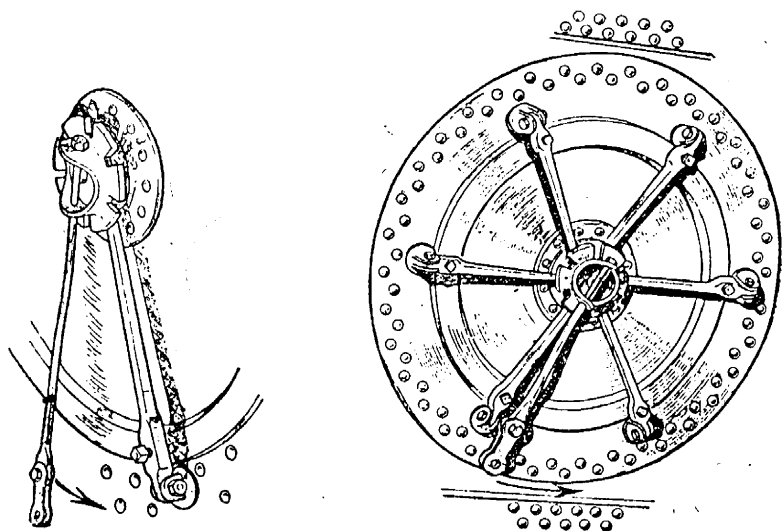
Фиг. 412. Farman „vite-vide“.



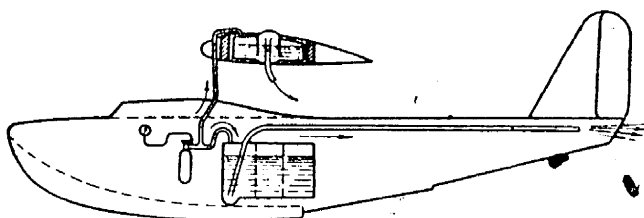
Фиг. 413. Mauve „vite-vide“.

трубы опущен в специальное углубление в днище бака. Если баки расположены в крыле, то посредине бака делается подобие клапана, из-под доньшка которого выходит труба большого диаметра, также способная быстро пропустить горячее. В кабине пилота помещается баллон, заполненный сжатым несгораемым и не поддерживающим горения газом, например, углекислым (CO_2). При открывании крана

этого баллона газ устремляется по трубопроводу в бак и создает в баке давление, благодаря которому бензин начинает быстро выливаться за борт.



Фиг. 414. SECM „vite-vide“.



Фиг. 415. Letord „vite-vide“.

Способ этот интересен для гидроавиации тем, что после удаления всего бензина не нарушается водонепроницаемость баков: они могут служить в качестве водоизмещающих объемов в случае пробития днища, обеспечивая этим непотопляемость самолета.

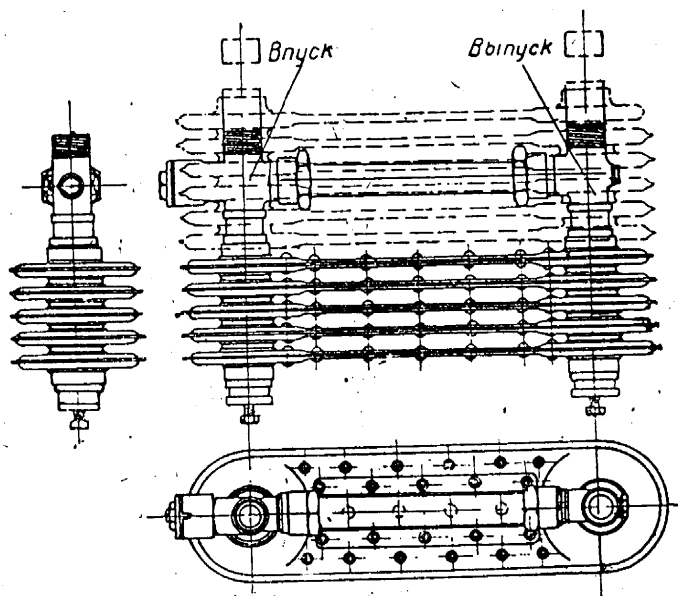
6. УСТРОЙСТВО СИСТЕМЫ СМАЗКИ МОТОРА

Система смазки мотора и охлаждения масла вместе с системой охлаждения двигателя являются наиважнейшими, по сравнению с системой питания, вопросами, потому что, если неполадки в системе питания (за исключением тех, которые могут вызвать пожар) приведут лишь к прекращению подачи горючего и, следовательно, к остановке мотора и вынужденной посадке, то неполадки в системе смазки приведут не только к вынужденной посадке, но и к перегосу мотора. Вот почему

количество смазки должно быть значительно большим, чем это вызывается действительным расходом масла мотором. К моменту полного выгорания сгорающей смазки должно остаться еще значительное количество. Обыкновенно, определив необходимое количество масла по действительному расходу двигателя, увеличивают это количество примерно на 40%.

Таким образом объем масляных баков должен предусматривать это увеличение количества масла.

Масляные баки располагаются в непосредственной близости от мотора, часто под самым капотом, закрывающим мотор. В моторной установке



Фиг. 416. Vickers. Радиатор для масла.

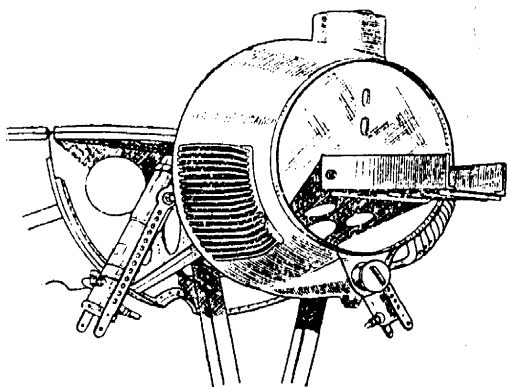
Savoia „S-62 bis“ маслбак расположен в носовой части ее под водяным радиатором. В моторных установках Supermarine „Southampton“ маслбак стоит на моторных брусках непосредственно за мотором. Такое расположение дает возможность уменьшить вес маслопровода за счет укорочения и упрощения его.

Масло, переходя по мотору, сильно нагревается, но пока оно проходит по трубопроводам и через масляный бак, оно отдает значительную часть тепла. Если входящее в мотор масло имеет температуру около 70°, а выходящее из мотора 80—85° и даже 90° (перепад температур 10—20°), то можно считать все положение нормальным. Если же масло, выходящее из мотора, нагревается до 90—95—100°, а перепад температуры тот же (10—20°), т. е. в мотор масло входит с температурой 75—85°, то приходится ставить масляный радиатор, который должен понижать температуру до 70°.

Особенно тщательное охлаждение масла должно проводиться в тех случаях, когда маслом охлаждаются выпускные клапаны моторов. У этих моторов температура выходящего масла доходит до $100-105^{\circ}$; следовательно, перепад температуры должен быть очень большим. В такой системе обычно масляный радиатор, стоящий в воздушном потоке, получается очень большим и его заменяют водомасляным радиатором.

В водомасляном радиаторе масло охлаждается водой, протекающей вместо воздуха по воздушным трубам радиатора. Вода в свою очередь охлаждается в том же радиаторе, что и вода, идущая на охлаждение мотора. Эти радиаторы имеют довольно большой вес, хотя дают некоторую экономию в площади лба.

Наиболее распространенной системой маслорадиатора является система Vickers (фиг. 416). Горячее масло входит в трубку с надписью



Фиг. 417. „CAMS-80“. Радиатор для масла.

„впуск“, затем переходит в плоские секции и начинает круговое движение по этим секциям. Доходя до нижней части трубки выпуска, оно начинает подниматься вверх. Таким образом масло проходит большой путь и хорошо охлаждается. Если создалось большое давление в масле, которое может разорвать секции, масло по горизонтальной трубке, соединяющей трубки выпуска и впуска, открыв редукционный клапан, находящийся у конца, лежащего у места „впуск“, свободно переходит

в трубку „выпуск“, минуя секции до тех пор, пока не спадет давление. Регулирование нужных температур производится подбором необходимого количества секций радиатора, который сделан разборным. Таким образом, снимая или прибавляя секции, можно отрегулировать радиатор на зиму и лето.

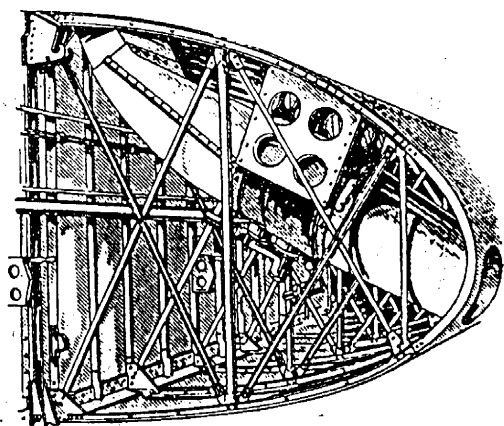
Некоторые фирмы совмещают маслорадиаторы с масляным баком, например фирма CAMS на самолете „CAMS-80“ (фиг. 417).

Бак имеет круглую, слегка коническую форму. По бокам его имеются ребра, увеличивающие площадь, рассеивающую тепло. Иногда вместо ребер сквозь бак пропускают несколько трубок диаметром 14—15 мм, через которые проходит воздух. Это тоже способствует понижению температуры масла. Чтобы усилить отдачу тепла маслорадиатором, на новом гидросамолете „Martin-130“ масляный радиатор помещен в специальный туннель в носке крыла (фиг. 418). Из-за разности давлений у входа и выхода воздух с большой силой просачивается через этот туннель и интенсивнее охлаждает масло. Бак же для масла помещен за мотором в носке крыла (см. фиг. 386).

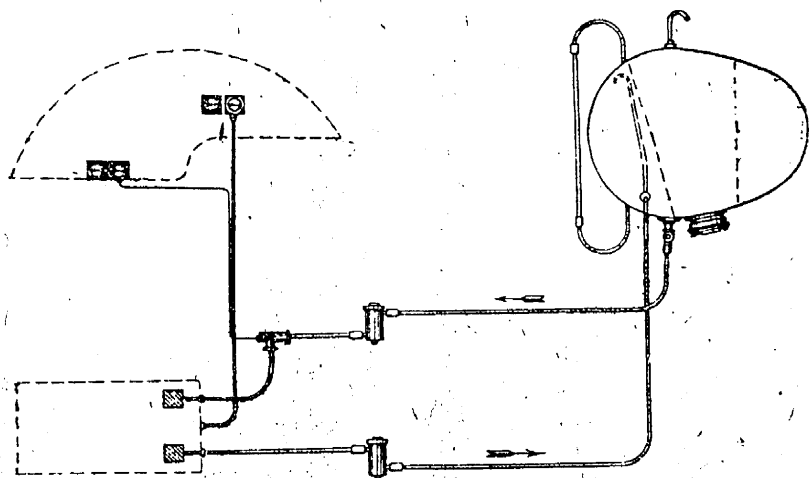
Переходим к рассмотрению схем маслопровода.

Сперва рассмотрим схему обыкновенную. Образцом может служить маслосовод гидросамолета Supermarine „Southampton“ (фиг. 419). Масляный бак расположен на моторных брусках позади мотора. В моторе имеются две помпы для масла: одна всасывает масло из бака и прогоняет его через весь мотор, другая — собирает масло в моторе и передает его в маслосовод.

Бак имеет форму цилиндра овального сечения (фиг. 420). Трубка, подающая масло в мотор, выходит из нижней части бака через крыло, проходит через фильтр и дальше идет во всасывающую помпу. По пути от этой трубки отходит тоненькая трубка сечением $4 \times 6 \text{ мм}$ к термометру на гаргротной доске у пилота. На самом моторе имеется ниппель, из которого отходит трубка, $\varnothing = 9 \text{ мм}$ к масляному манометру на гаргротной доске. Обратная ветвь начинается у мотора помпы, передающей масло в бак.

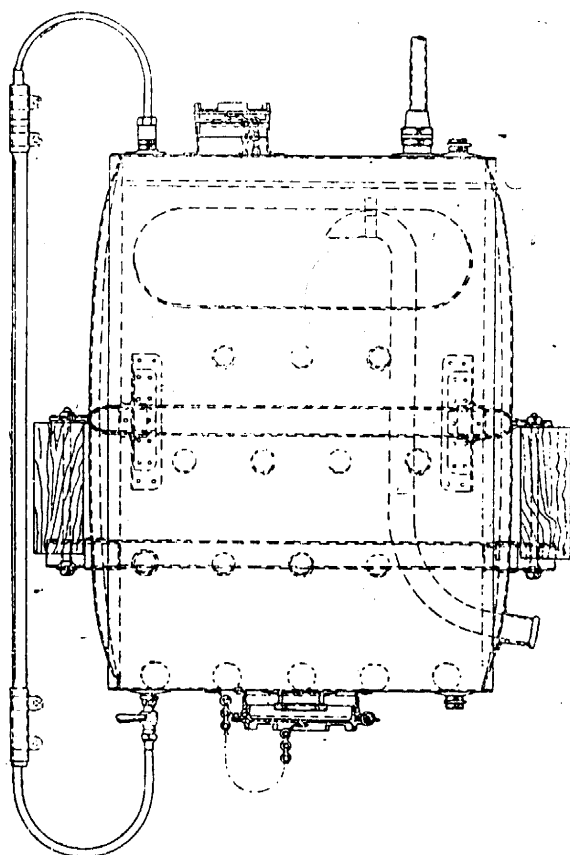


Фиг. 418. „Martin-130“. Туннель для масляного радиатора.

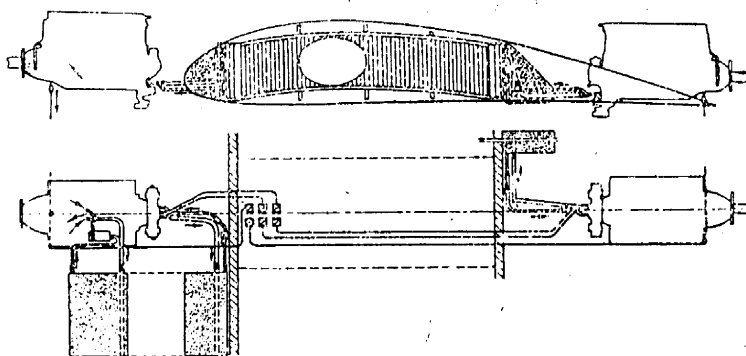


Фиг. 419. Supermarine „Southampton“. Схема маслосоводки.

Масло снова проходит через фильтр и идет дальше в бак. На самом баке имеется стеклянная трубка, учитывающая уровень масла в баке, как водомерное стекло.



Фиг. 420. Supermarine „Southampton“. Маслобак.

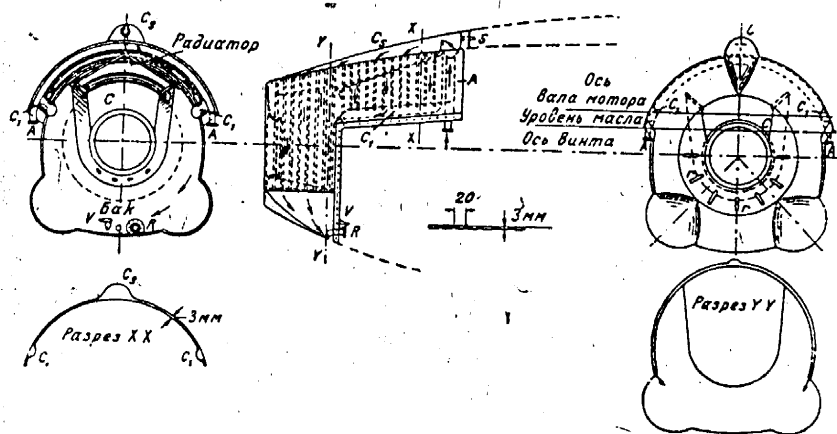


Фиг. 421. „Bleriot-5190“. Схема маслопроводки.

Донышки бака сделаны из жести $\Delta = 0,71$ мм, а корпус — из жести $\Delta = 0,56$ мм. Трубки, подводящие масло в мотор и передающие его в бак, из красной меди и имеют $\varnothing = 22,25$ мм.

Таким образом на гидросамолете Supermarine нет маслорадиатора. На самолете „Bleriot-5190“ тоже нет маслорадиатора, но баки для трех передних моторов расположены в носке крыла, а потому интенсивно охлаждаются, и только бак для заднего центрального мотора, помещающийся внутри хвостовой части центроплана, крепится к лонжерону. На нижней поверхности этого бака расположены охлаждающие бак ребрышки. В остальном схема очень проста (фиг. 421).

Масло берется снизу бака, проходит через кран фильтр и идет к помпе. По выходе из мотора оно направляется в верхнюю часть бака и распределяется по всей длине бака равномерно, так как трубки



Фиг. 422. Kellner-Bechereau. Маслобак. А — приток масла, С — кольцо крепления бака к мотору, C_1 — верхний коллектор, C_2 — нижний коллектор, R — ток масла к помпам, V — спускной (и заливной) кран.

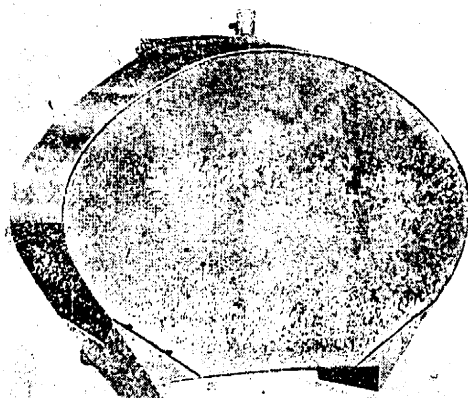
внутри бака снабжены дырками с постепенно увеличивающимся диаметром. От передней части мотора от специального ниппеля отходит трубка к манометру. У помпы имеются два ниппеля, от которых идут крышки к двум термометрам: один показывает температуру масла, входящего в мотор, а другой — выходящего из мотора. Задний мотор имеет аналогичную схему.

Чтобы закончить обзор схем маслопровода, рассмотрим еще одну конструкцию бака, являющегося в то же время и радиатором. Рассматриваемая нами конструкция принадлежит сухопутной машине „Kellner Bechereau-28 VD“. Подобные конструкции применяются и в морских машинах. В этом случае масляный бак по очертаниям совпадает с капотом мотора и составляет часть его. Разрез по XX (фиг. 422) показывает внутреннее сечение бака по маслопроводящей секции. Верхняя поверхность бака ровная, внутренняя имеет вид гофрированной поверхности.

При складывании двух этих поверхностей между ними образуются желобки, по которым и течет масло. Сечение XX дает вид этого желобка. Передняя часть бака образует сборный резервуар (сечение УУ). Там же дано продольное сечение радиатора, где видны сечения желобка 3×20 мм. Масло подается в две трубы А—А и, проходя по сборникам С₁ и С₂, распределяется по желобкам, откуда идет в общий сборный резервуар, а из последнего — в моторную помпу.

7. УСТРОЙСТВО СИСТЕМЫ ВОДЯНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ МОТОРОВ

Система водяного охлаждения моторов заключается в следующем: вода, протекая мимо горячих стенок цилиндров мотора, отнимает от них тепло, затем, поступая в специальный прибор, называемый радиатором, путем передачи тепла через стенки трубок радиатора наружному воздуху охлаждается и поступает в мотор, проходя в дальнейшем повторный цикл.



Фиг. 423. Savoia „S-62 bis“. Радиатор.

Конструкции радиаторов общеизвестны и многократно описаны в разных трудах и в периодической литературе. Напомним только, что есть несколько типов радиаторов: сотовые, пластинчатые, поверхностные (крыльевые) и др. Из всех этих типов в гидроавиации наибольшим распространением пользуются радиаторы сотовые. В гоночных гидросамолетах применяются и поверхностные крыльевые радиаторы. Сотовые радиаторы, имея самые разнообразные наружные очертания, различаются по форме и по типам сот. Соты бывают квадратного, шестигранного правильного, шестигранного вытянутого фасонного (трубки André) сечения. Фирма Savoia применяет трубки квадратного сечения, Supermarine — шестигранного. Эти два типа дают наилучшие результаты.

На фиг. 423 изображен радиатор Savoia „S-62“ сотового типа с квадратными трубками, а на фиг. 424 — радиатор Supermarine „Southampton“, также сотового типа с шестигранными трубками.

Трубки изготавливаются из латуни $\Delta = 0,12—0,15$ мм. Размеры квадратных трубок $\sim 10 \times 10$ мм.

При шестигранных трубках диаметр описанной окружности $d \sim 9—12$ мм.

Длины трубок делают различными. В скоростных машинах (истребителях) англичане и французы для уменьшения лба радиатора доводят длину сот до 400 мм. Так как скорость морских машин значительно меньше скорости истребителей, то при такой длине трубок радиаторы

на морских самолетах плохо продувались бы и не отвечали бы своим назначениям. Поэтому на гидросамолетах длина трубок радиаторов не делается больше 200—250 мм. Так, радиатор Savoia имеет глубину 200 мм, радиатор Supermarine — всего 120 мм. Размеры радиатора зависят от мощности мотора, так как количество отводимого тепла пропорционально мощности. Радиаторы характеризуются лобовой площадью, глубиной сот и емкостью (табл. 45а).

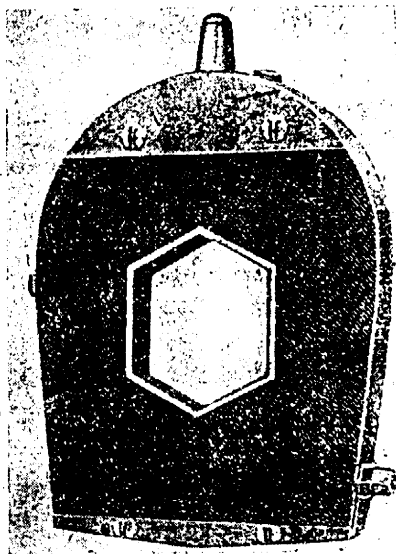
Пользуясь табл. 45а, можно определить ориентировочные размеры радиатора по заданной мощности для предварительного и эскизного проектов и для прикидки его веса.

Вообще же для определения более точных размеров необходимо проделать расчет радиатора. По расчету радиатора имеется весьма мало данных и руководств. Изредка попадаются отдельные статьи в текущей авиационной технической литературе, да приводятся весьма скудные данные в различных автомобильных руководствах. На русском языке вопрос этот наиболее полно освещен в статье Ольховского „Авиационные радиаторы“, приведенной в сборнике „Самолетостроение“, и в брошюре Жовинского „К вопросу о расчете радиатора двигателя с водяным охлаждением“. На английском языке имеется прекрасная, полностью исчерпывающая вопрос статья о расчете радиаторов в „Handbook of Aeronautics“ 1934 г., изд. Pitman. На русском языке имеются еще материалы в книге Джоджа „Автомобильные и авиационные моторы“ — специальная глава (изд. ОНТИ, 1933) и в книге проф. Маркса „Авиационные моторы“. Материалы этих двух последних книг и являются основой для всех вышеперечисленных сочинений.

Ниже на основании изложенного, а также и накопленного опытом материала даются указания о подборе радиаторов применительно к морским машинам с соответствующими поправками.

Для приближенного расчета радиатора можно воспользоваться следующими соображениями и данными. Наиболее часто для радиаторов применяются круглые трубки из латуни с шестигранными наконечниками. Затем идут трубки типа „André“ и, наконец, квадратные (тип „Savoia“). Круглые трубки применяются размером $\varnothing 7$ мм и $\varnothing 10$ мм; квадратные трубки — размерами 8×8 и 10×10 („Savoia“) и 8×16 („André“) (последние имеют вид вытянутого шестиугольника в сечении).

Данные круглых трубок с шестигранными концами приведены в табл. 46.



Фиг. 424. Supermarine „Southampton“. Радиатор.

Размеры радиаторов

Наименование самолета	Мотор, марка	Общая мощность л. с.	Лобовая площадь м ²	Глубина сот, мм	Объем сот, дм ³	Литраж, л	Охлаждающая поверхность, м ²	Вес пустого, кг	Вес с водой, кг	Примечание
Supermarine „Southampton“	Napier „Lion“	470—500	0,480	120	—	—	—	—	—	Соты шести- гранные
№ 25	BMW-IV	500—730	0,495	200	—	40	—	80	120	
Savoia „S-62 bis“	I. F. Asso	800	0,640	200	130	51	65,0	109	160	Соты квадрат- ные
Savoia „S-62 bis“	AM-34	750	0,64	245	157	64	63,4	97	161	
Savoia „S-55 R“	2 × Fiat	1100	0,748	175	—	44	73,5	85,20	129,2	Тип Secondo Mona
Savoia „S-62 bis“	I. F. Asso	750	0,69	175	121	36	68,0	74	~ 110,0	

Для выбора наимыгоднейшей длины трубок или, иными словами, глубины радиатора¹ приведено много различных формул, но все они дают величины, расходящиеся с данными практики.

Ольховский² для глубины радиатора приводит формулу:

$$b = k \cdot d \sqrt{V},$$

где d — диаметр труб в мм,

V — скорость в км/час.

Для радиаторов в свободном потоке $k = 1,5$.

Для радиаторов, стоящих перед мотором, $k = 1,0$.

Формула эта дает несколько преуменьшенные результаты, чем этого требует практика морских машин. Такого же типа формулу приводит и Жовинский:

$$b = 1,465 v^{1,4} + 33,0 \text{ мм},$$

где v — скорость в м/сек.

Эта формула дает слишком преувеличенные результаты, редко применяемые даже для истребительных машин, поэтому глубину радиатора лучше выбирать в пределах, даваемых практикой.

По рассмотрении большого количества радиаторов гидросамолетов как старых, так и новых, можно заключить, что длины трубок (глубина радиаторов) лежат в пределах:

для несвободного потока $b = 150 — 200$ мм,

в свободном потоке $b = 200 — 250$ мм.

Больших значений в практике гидросамолетов не встречается, разве, может быть, в единичных машинах. В сухопутных же машинах, в частности у истребителей, глубина доходит до $b = 400$ мм.

Что касается другого размера радиатора, а именно — лобовой площади его, то она может быть выбрана на основании таких соображений. Площадь радиатора пропорциональна мощности и обратно пропорциональна скорости, т. е.

$$S_{\text{лоб}} = K \cdot \frac{N}{V},$$

где N — мощность в л. с.,

V — скорость в км/час.

На основании данных целого ряда радиаторов гидросамолетов получены следующие значения коэффициента K :

1. Для радиаторов, стоящих не в свободном потоке, а перед мотором:

$$K_{\text{сп}} \approx 0,175.$$

2. Для радиаторов, стоящих в свободном потоке:

$$K_{\text{сп}} \approx 0,15.$$

Для точного расчета радиатора необходимо иметь продувки опытных отсеков радиаторов с различными сотами. В этих продувках определяются следующие данные:

1. Лобовое сопротивление радиатора.

2. Количество воздуха, проходящего через соты (на единицу лобовой поверхности).

3. Количество тепла, рассеянного радиатором как функция скорости V , Кал/м^2 на 1°С в час.

Количество тепла, которое нужно отвести в час с помощью воды:

$$Q = q \cdot b \cdot N \cdot H,$$

где Q — количество тепла в Кал/час ,
 b — удельный расход горючего в кг/л. с. ч. ,
 N — номинальная мощность мотора в л. с.,
 H — теплотворная способность топлива в Кал/кг ,
 q — количество тепла в процентах от Q .

Обычно $b = 0,25 \text{ кг/л. с. ч.}$

Для бензина $H_{\text{ср}} = 10\,500 \text{ Кал}$.

Что касается значений q , то в разных источниках можно встретить целый ряд разных значений этой величины. Так, Г. Гюльднер дает $q = 0,3 - 0,33$.

Разные справочники, в том числе „Справочник инженера“ (Каплан), дают $q = 0,20$.

Такое же значение рекомендует и Жовинский.

Ольховский дает $q = 0,26$.

Нам кажется, что лучше в основание расчета брать значение $q = 0,25 - 0,26$, чем меньшие, так как в таком случае радиатор будет пригоден для работы в различных климатических условиях. Определив количество отводимого тепла, необходимую полную поверхность радиатора определим по формуле:

$$Q = K \cdot F \cdot (T - t).$$

Эта формула фигурирует во всех работах по радиаторам.

Здесь F — полная площадь радиатора в м^2 ,

K — общий коэффициент теплопередачи,

T — средняя температура воды в радиаторе,

t — средняя температура воздуха в радиаторе (вследствие малой разницы берется температура воздуха перед радиатором).

Разность $(T - t)$ практически берут в пределах:

$$(T - t) = 55 - 65^\circ \text{С}.$$

Величина K (коэффициент теплопроводности) зависит главным образом от скорости V . Закон изменения K близок к прямой (Жовинский дает для некоторых форм сот просто уравнения этих линий).

Так, для квадратных сот с циркуляцией воды около всех четырех сторон квадратной трубки и с размерами квадрата (по осям протоков) $7,8 \times 7,8 \text{ мм}$ при длине трубки 127 мм

$$K = 2,42 V + 12,8 \text{ Кал/м}^2\text{час}.$$

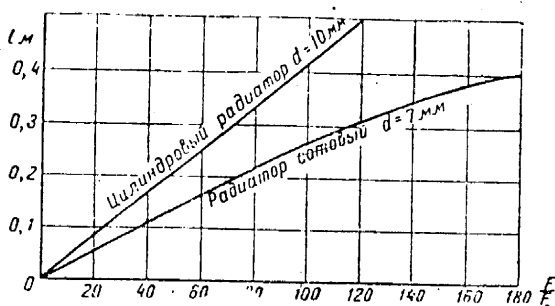
Для радиатора с горизонтальными протоками (вертикальные спаяны), стороны квадрата которого $6,25 \times 6,25 \text{ мм}$ и длина трубки $l = 121 \text{ мм}$,

$$K = 2,11 V + 25,81 \text{ Кал/м}^2\text{час}.$$

Для сотовых, типа „André“, $l = 200 \text{ мм}$:

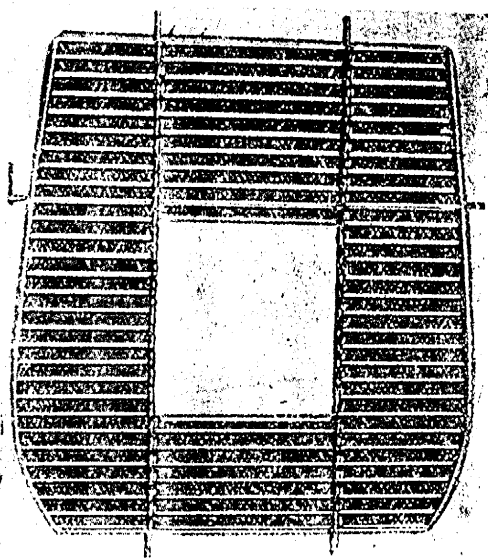
$$K = 3,57 V \text{ Кал/м}^2\text{час}.$$

Для определения фронтальной площади радиатора на графике (фиг. 425) дана зависимость между полной и фронтальной площадями радиатора как функции длины трубок (глубина радиаторов).



Фиг. 425. Зависимость между полной и фронтальной площадями радиатора.

Таким образом по выбранной величине l (длина трубок) находим отношение $\frac{F}{F_0}$ и отсюда величину F_0 . На основании опытных данных



Фиг. 426. Supermarine „Southampton“. Жалюзи радиатора.

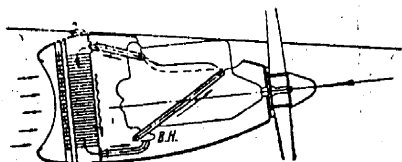
радиаторов морских машин на 1 м^2 полной площади приходится $1,5 — 1,75 \text{ кг}$ веса пустого радиатора и $0,75 — 1,0 \text{ кг}$ воды (в гл. III в разделе „Вес деталей“ см. кривую веса радиаторов с водой, фиг. 61).

Расчет радиаторов по методу Жовинского тоже является весьма приближенным и далеко не строгим.

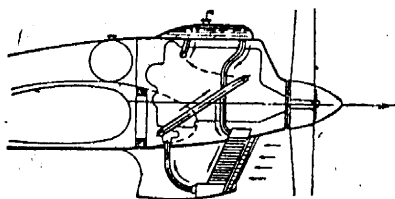
Наиболее полно и строго рассчитывают радиаторы англичане. Метод и данные для расчета приведены в книге „Handbook of Aeronautics“, т. II, изд. Pitman, 1934.

В этом способе расчета учитывается и время года, для которого проектируется радиатор, и температура, и высота применения, и имеет ли мотор наддув, и т. д.

Переходим к рассмотрению схем водопроводной сети. В одномоторных лодочных гидросамолетах с толкающим винтом радиатор устанавливается в передней части моторной установки. Такая же установка, показанная на фиг. 363, применена и на самолетах фирмы Savoia. Радиатор покрывается кожухом, направляющим воздух в соты радиатора. Перед радиатором обычно помещается приспособление для регулирования количества



Фиг. 427. Схема водопровода.



Фиг. 428. Схема водопровода с расширительным бачком.

пропускаемого воздуха, так называемые жалюзи (фиг. 426). Это приспособление состоит из целого ряда пластинок, вращающихся вокруг горизонтальной оси. Расстояние между осями пластинок выбрано таким образом, чтобы при повороте все пластинки могли совершенно закрыть доступ воздуха к радиатору. Ось вращения выбирается в центре давления пластинок, иначе давление воздуха создает очень большой момент, мешающий их поворачиванию. Если же все пластинки станут параллельно воздушному потоку, получим максимальный доступ воздуха в радиатор.

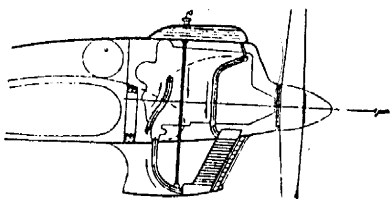
В верхней части радиатора обыкновенно устанавливается бак для сбора воды, откуда она распределяется по сотам. В нижней части радиатора тоже имеется сборный бачок. Движение воды в системе происходит следующим образом: из нижнего сборного бачка радиатора вода засасывается насосом мотора и передается в рубашки цилиндров. По рубашкам вода доходит до выводного отверстия и оттуда по трубе к верхнему сборному бачку радиатора. Затем горячая вода из верхнего бачка по сотам переходит в нижний бачок, откуда, охладившись, снова засасывается помпой (фиг. 427).

При этом радиатор должен быть помещен на такой высоте, чтобы при наибольшем угле планирования высшая точка мотора не оказалась выше верхнего сборного бачка, так как в этом случае часть мотора не будет получать достаточного охлаждения, и мотор может перегреться. Если конструкция и общая компоновка самолета не могут обеспечить такого положения, приходится ставить специальный расширительный

водяной бачок, обеспечивающий полное покрытие водой частей мотора, требующих охлаждения.

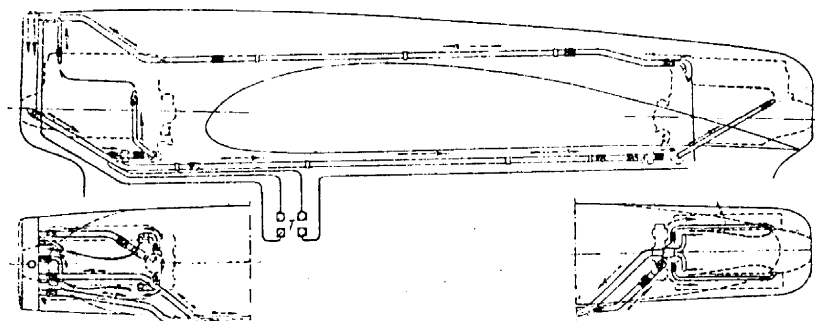
Рассмотрим две схемы с расширительными бачками: первая схема (фиг. 428) — бачок участвует в циркуляции, вторая — бачок выведен из циркуляции (фиг. 429). Согласно первой схеме радиатор помещен внизу. Расширительный бачок расположен выше мотора и имеет обтекаемую форму.

Схема циркуляции воды следующая: водяная помпа засасывает воду из нижнего сборного бачка радиатора и передает ее в рубашки цилиндров. Далее вода идет по рубашкам и выходит через выводное отверстие по трубе в расширительный бачок. Пройдя последний, вода по трубе спускается вниз, проходит через радиатор, охлаждается и снова засасывается помпой. Для заполнения системы водой в бачке имеется горловина, в крышку которой вставлена трубочка для отвода пара.



Фиг. 429. Схема водопровода с расширительным бачком.

Иногда случается, что бурное парообразование начинает слишком интенсивно выбрасывать воду из системы через эту трубку — потеря воды доходит до 20%. Поэтому рекомендуется применять схему, в которой расширительный бачок выключен из циркуляции. Она не-



Фиг. 430. „Bleriot-5190“. Схема водопровода.

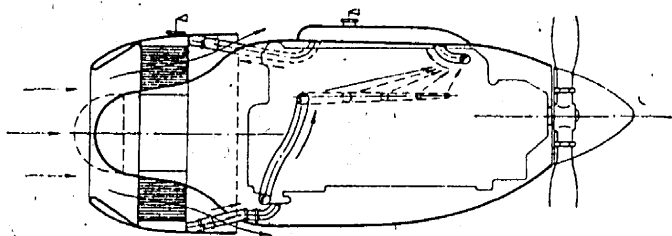
сколько напоминает первую схему — циркуляция воды проходит через мотор и радиатор. Расширительный бачок в этом случае соединяется с системой одной или двумя тонкими трубочками, служащими лишь для собирания пара в бачок и для пополнения убыли воды из системы. В бипланных самолетах обычно расширительный бачок устанавливается в носке верхнего крыла.

При установке моторов в тандем некоторые конструкторы, как, например, Dornier в самолете „Wal“, ставят отдельный радиатор на каждый мотор, из которых передний — носовой, а задний — поставлен над моторамой — гондолой. Такое расположение сильно увеличивает лобовое сопротивление самолета. Поэтому часто ставят только один

радиатор, обслуживающий оба мотора тандемной установки. Как на пример можно указать на схему охлаждения центральной группы моторов самолета „Bleriot-5190“ (фиг. 430).

Водопроводные трубы сделаны из алюминия: у переднего мотора нормальной сечения $\approx 40 \times 42$; у заднего — $64 \times 60,8$.

Аналогичные схемы водопровода приведены выше на фиг. 377 (тандемная установка „LeOH-27-0“) и фиг. 372 (моторная установка „S-55“). И в этих случаях только один носовой радиатор обслуживает оба мотора.



Фиг. 431. Установка радиатора в кольцо.

Водопроводные трубы для правильной циркуляции воды должны иметь плавные изгибы и ни в коем случае не иметь резких. Для обеспечения этого требования внутренний радиус загиба труб должен быть:

$$R \geq (2,5 - 3,0) d,$$

где d — диаметр трубы.

Вся водопроводная система для моторов мощностью $N = 500 - 900$ л. с. рассчитана на 7 — 9 ведер воды, т. е. $\sim 70 - 90$ кг.

Расширительный бачок должен вмещать количество воды из расчета 2,0 — 2,5 л на каждые 100 л. с. мощности мотора. Вообще же для определения количества запаса воды существует формула:

$$W = \frac{N_e \cdot D}{350} \text{ л},$$

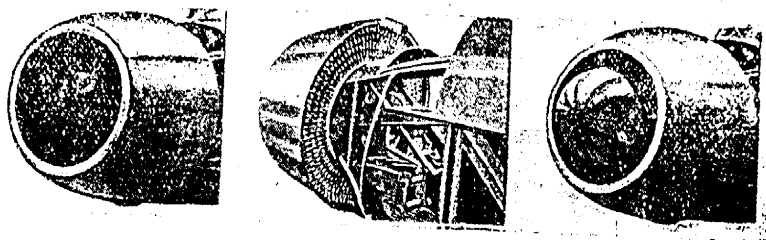
где N_e — номинальная мощность мотора в л. с.,

D — максимальная продолжительность полета в часах.

Для того чтобы вся система была эластичной, трубы обыкновенно соединяются дюритовыми шлангами. Для уменьшения лобового сопротивления, а также для увеличения интенсивности охлаждения за последнее время появилось несколько установок радиаторов в кольцо, напоминающем несколько кольцо НАСА. Впервые такая установка была на сухопутном самолете, французском истребителе „Hanriot Biche“. Теперь аналогичную установку поставил на своем гидросамолете „S-78“ Marchetti (фиг. 431).

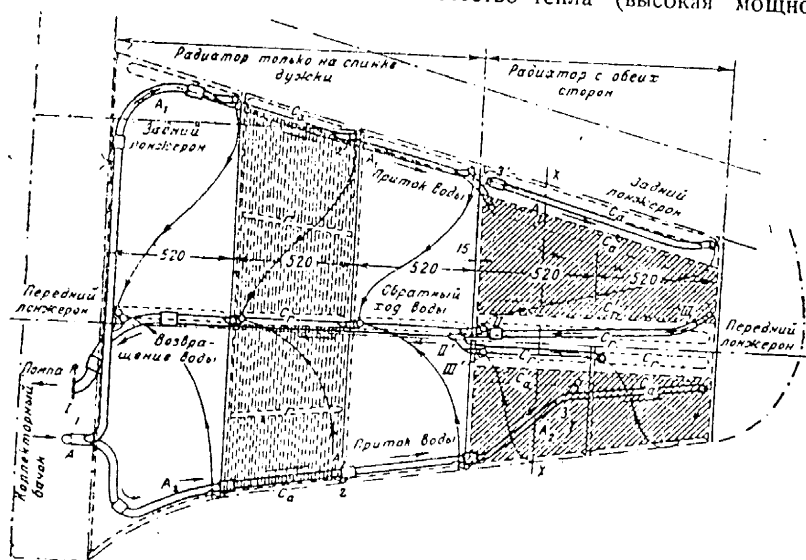
Радиатор — сотовый, имеет форму кольца и окружен капотом типа НАСА. Центральная часть капота мотора имеет полусферическую форму и может передвигаться вперед и назад по желанию пилота.

Этим самым регулируется количество входящего в радиатор воздуха, а, значит, регулируется и температурный режим радиатора. Размеры радиатора выбираются на общих основаниях. В остальном схема не отличается от обычных. Схема может быть реализована и без расширительного бака, если радиатор имеет такие размеры, что ни одна точка мотора не может быть выше уровня воды. Радиатор „Hanriot Biche“ показан на фиг. 432.



Фиг. 432. „Hanriot Biche“. Радиатор.

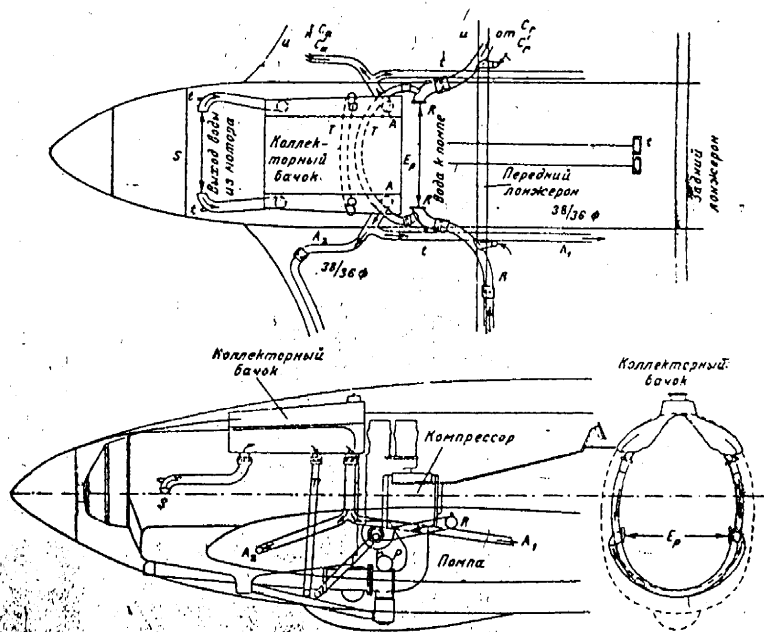
Теперь остается рассмотреть еще конструкцию крыльевого (поверхностного) радиатора. Такие радиаторы применяются, когда нужно рассеять очень большое количество тепла (высокая мощность



Фиг. 433. „Kellner-Bechereau“. План крыла с размещением радиаторов.

моторов) при минимальной затрате мощности на работу радиаторов. Такие требования встречаются, главным образом, в гоночных гидросамолетах. Так, самолет Supermarine „S-6B“ имел мощность мотора $N=2800$ л. с., размеры же самой машины были очень незначительны.

На фиг. 433 показан план крыла с размещением радиаторов. Из рисунка видно, что вода из мотора подводится по трубам А и А₁, положенным в передней и задней кромках крыла. Вода проходит между гладкой и гофрированной поверхностями двух пластин, причем

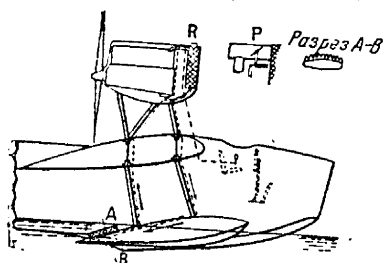


радиатор гладкой стороной обращен к наружной поверхности крыла. По обоим сечениям радиатора вода идет к середине крыла, откуда по сборной трубе R направляется в мотор.

Все трубопроводы сделаны из алюминия. На фиг. 435 показано расположение трубопроводов в фюзеляже. Трубы *R* подводят воду

к помпам. Труба T у помп уравнивает разность давления в обеих половинах радиатора. Труба T_a уравнивает две половины расширительного бака. Наконец, труба S подводит воду из мотора в расширительный бачок. Как видно из этих схем, и вся система водопровода отличается необычайной сложностью, большим количеством отдельных деталей, а значит и весом. На гоночных самолетах Supermarine вся система охлаждения с водой составляет $\sim 11,5\%$ полного полезного веса, в то время как нормально в гидросамолете система охлаждения с водой составляет всего $4,5 - 5,0\%$ полного полезного веса. Таким образом система охлаждения крыльевыми радиаторами в гоночных машинах тяжелее системы нормальных в $2\frac{1}{2}$ раза.

Учитывая высокую мощность гоночных машин и переходя к нормальной мощности, мы все же должны получить утяжеление конструкции приблизительно в полтора раза.



Фиг. 436. „Rohrbach“. Схема охлаждения заборной водой.

Кроме того, вся эта система охлаждения из-за своей сложности и громоздкости очень ненадежна, быстро выходит из строя и мало применима в нормальной эксплуатации.

Чтобы закончить вопрос о водяном охлаждении и моторах, рассмотрим еще вопрос об охлаждении мотора заборной водой. Как уже неоднократно упоминалось, на длительном разбеге, рулежке, маневрировании на воде на собственных моторах, когда скорость недостаточна

для охлаждения воды в радиаторах, температура воды быстро поднимается до температуры кипения. Пилот принужден выключать мотор, чтобы дать ему возможность охладиться. Иногда, не желая прерывать работы мотора, пилот попеременно то выключает, то включает его, — и таким образом не дает воде перегреваться.

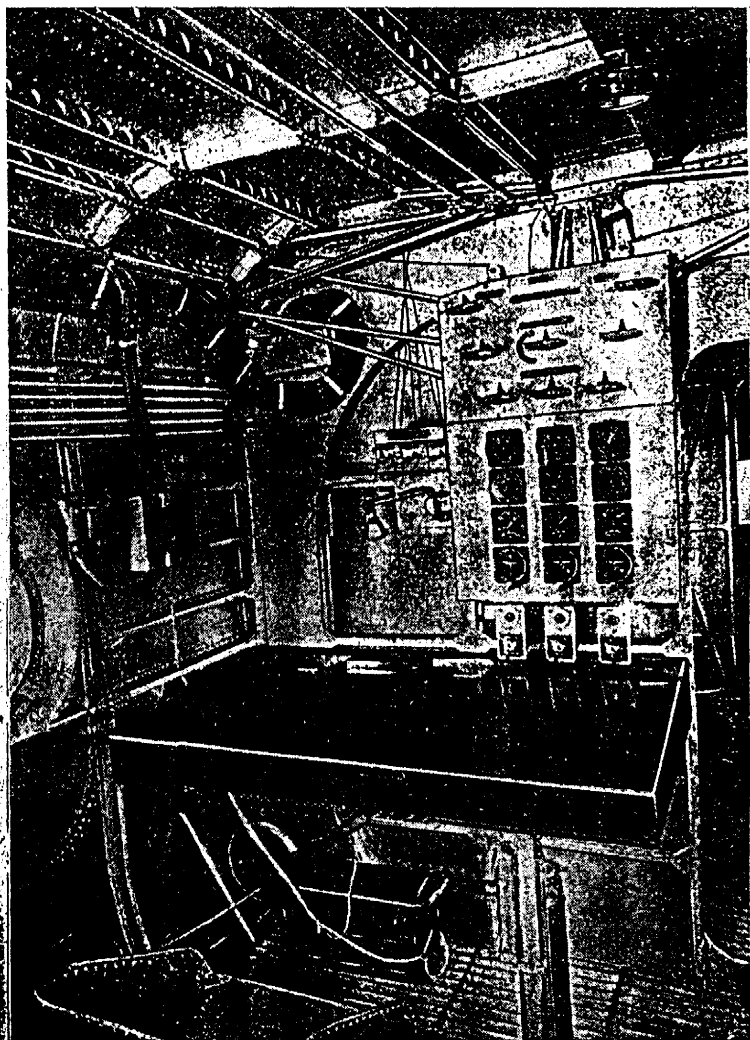
Для разрешения этого вопроса Rohrbach предложил несколько систем охлаждения на рулежке. Одна из систем предполагает наличие вокруг обихайки радиатора второго кольца, соединенного трубами с заборной водой. При движении самолета специальная помпа прогоняет между обихайкой радиатора и этим кольцом заборную воду, понижая этим температуру радиатора. Другие схемы, запатентованные Rohrbach, представлены на фиг. 436.

Здесь в помощь главному радиатору R на поплавке имеется дополнительный маленький радиатор, погруженный во время рулежки в воду и охлаждаемый заборной водой. Во время руления пилот может полностью выключать главный радиатор помощью заслонки P , либо заставить работать обе системы одновременно, отрегулировав участие каждой дросселем P .

8. УПРАВЛЕНИЕ МОТОРАМИ И РАДИАТОРАМИ

Вопросы управления моторами даже в одномоторном гидросамолете значительно сложнее, чем в сухопутном, потому что много осложнений

дает особое расположение мотора высоко над головой пилота. Рычаги управления мотором стоят обыкновенно на борту у левой руки пилота, и чтобы передать движение руки мотору, приходится применять сложную

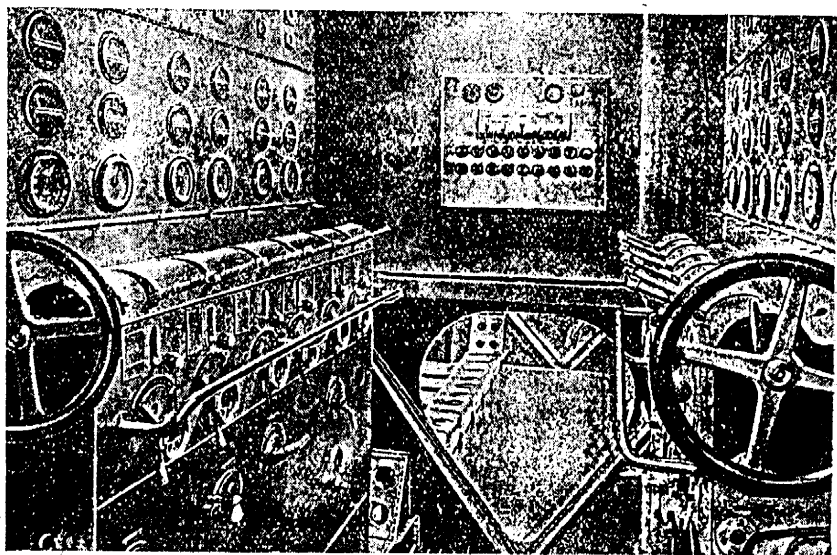


Фиг. 437. Breguet „Bizerte“. Пульт механика.

кинематическую систему, состоящую из рычажков, тяг или тросов, направляющих роликов и т. п. Поэтому в многомоторных самолетах управление моторами заставляет делать специальные распределительные щиты у-механика (фиг. 437 и 438). Фиг. 437 изображает пульт механика

на гидросамолете Breguet „Bizerte“. Перед глазами механика находится щит, на котором имеются манометры и термометры масла всех трех моторов, давление бензина и счетчики оборотов; кроме того, вверху доски расположены краны бензиновых баков и общий пожарный кран.

За доской видны передаточные к моторам тяги и рычажки с шаровыми головками. Слева от столика расположен переговорный аппарат, у ножки стола — огнетушитель. Кроме того, на стенке переборки слева от щита помещается освещаемая специальной лампой схема бензино- и маслопроводки, чтобы механик мог ориентироваться в сложной схеме.



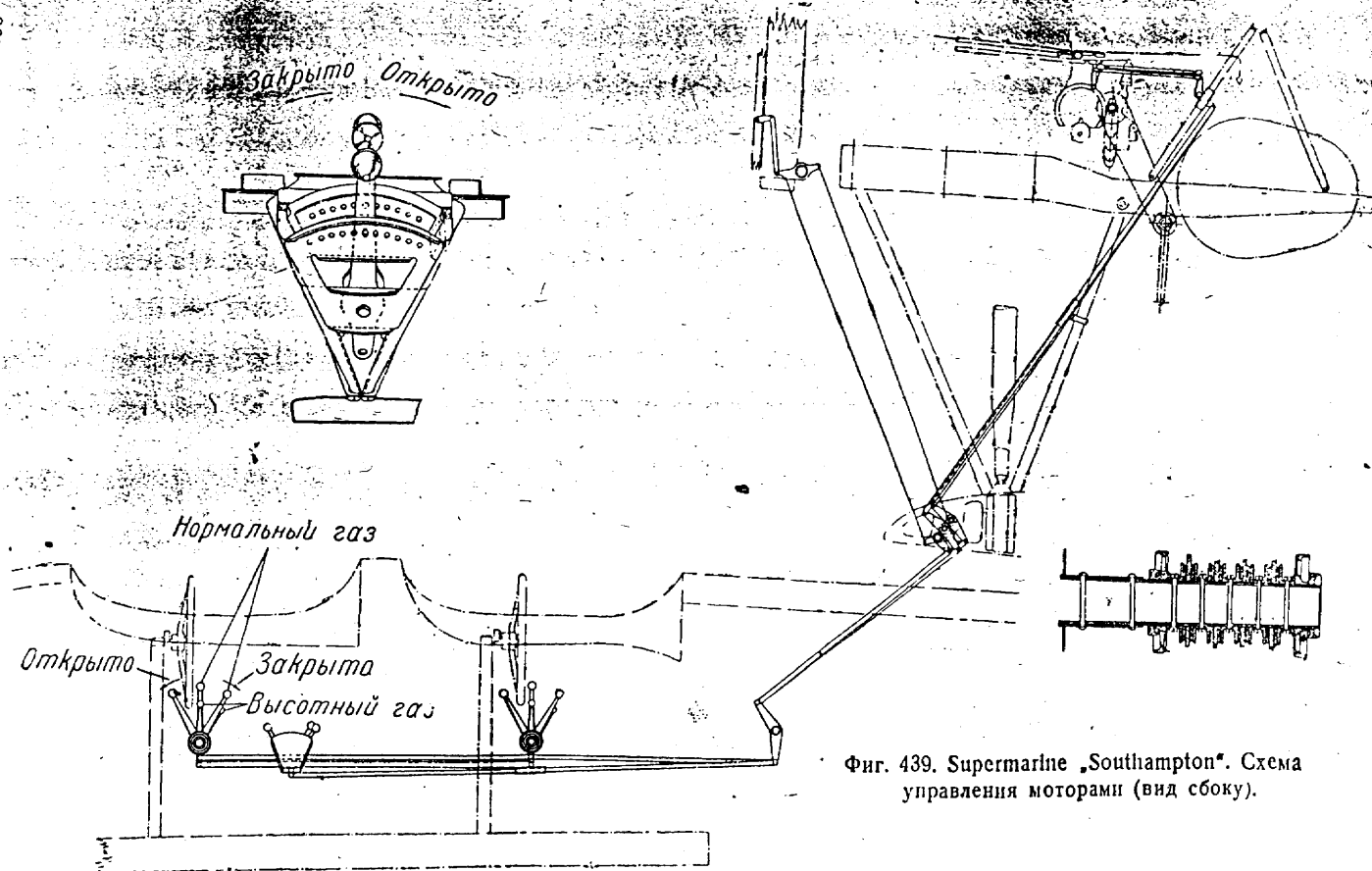
Фиг. 438. Dornier „Do-X“. Пульт управления моторами.

На фиг. 438 показан пульт управления моторами на самолете „Do-X“. Схема управления двенадцатью моторами требует необычно сложной установки и наличия специального инженера, управляющего моторным хозяйством.

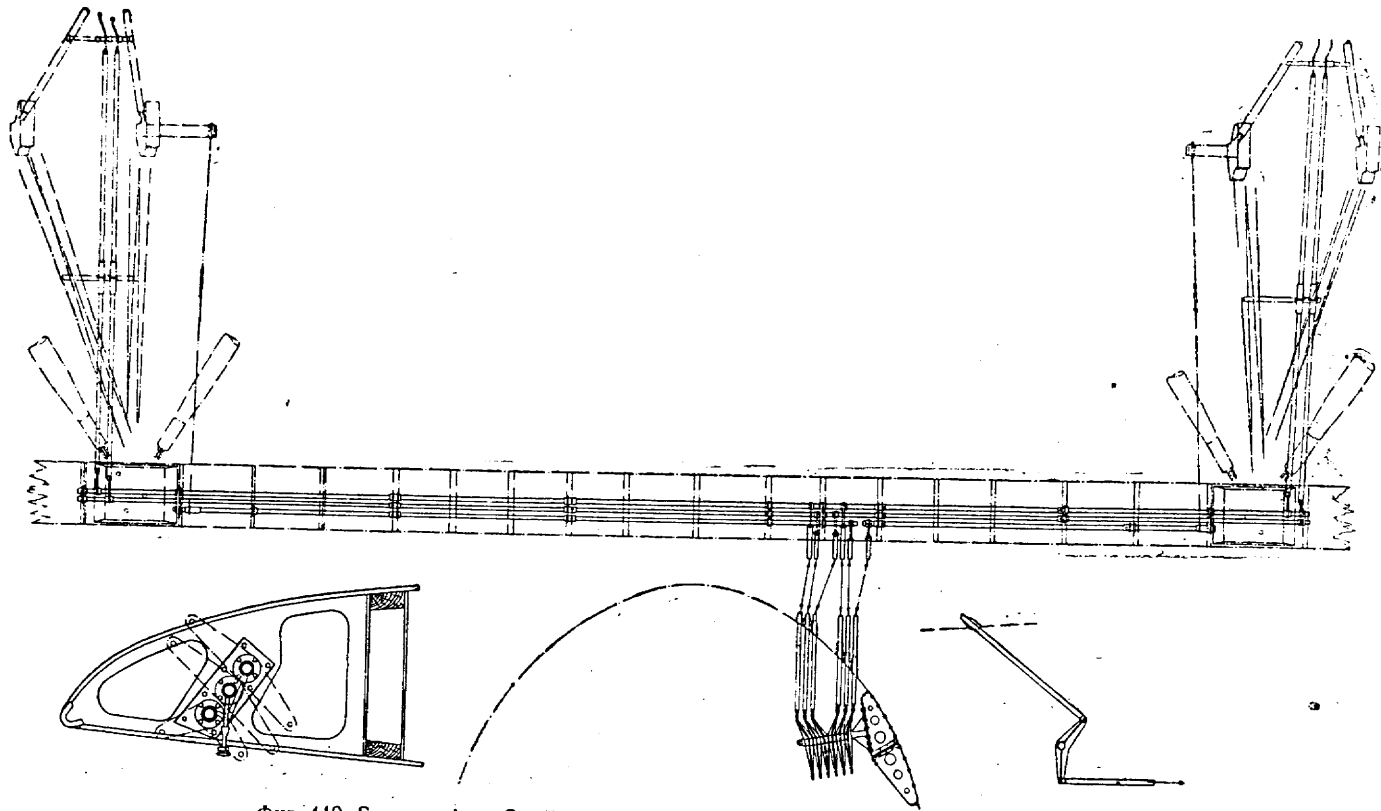
Детальнее схема управления моторами показана на фиг. 439 для гидросамолета Supermarine „Southampton“. На этом самолете имеется двойное управление, — поэтому система построена так, что управление моторами может быть осуществлено с любого места. Большие рычаги управляют нормальным газом, малые на той же оси — высотным газом. Немного правее группы моторных рычагов у переднего места помещаются рычаги управления жалюзи радиаторов. Сектор с рычагами жалюзи показан в более крупном масштабе в верхней левой части этого рисунка.

Вид этой системы передачи спереди показан на фиг. 440.

Передача состоит из ряда рычагов и соединительных трубок. Так как трубки работают попеременно на растяжение и на сжатие, то их следует помещать в специальных направляющих втулках. Такая сложная



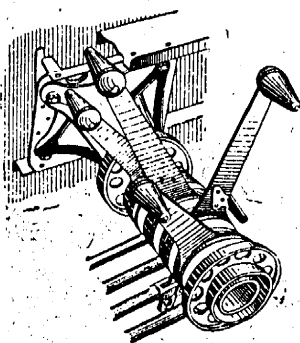
Фиг. 439. Supermarine „Southampton“. Схема управления моторами (вид сбоку).



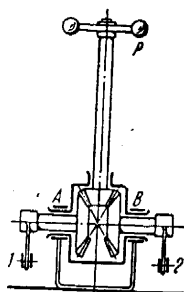
Фиг. 440. Supermarine „Southampton“. Схема управления моторами (вид спереди).

система рычагов приводит к очень большим люфтам. Поэтому фирма Dornier на самолете „Wal“ отказалась от рычажной передачи и заменила ее тросовой. Так как тросы можно подтягивать помощью тендеров и выбирать люфты, то эта система работает с меньшими люфтами, но по сложности, пожалуй, превосходит систему с рычагами из-за очень большого количества роликов. При проектировании приходится точно определять или задаваться размерами промежуточных рычагов так, чтобы ходы или пересечения рычажков у мотора точно соответствовали перемещению рычажков у места пилота.

Так как при сборке трудно выдержать с абсолютной точностью все размеры длин труб, передающих усилия к рычагам, приходится эти



Фиг. 441. Supermarine „Southampton“. Рычаг газа.



Фиг. 442. Rohrbach. Рычаги управления моторами.

передаточные трубки делать с регулируемыми концами. Для того чтобы фиксировать ручку газа в любом положении так, чтобы она сама под влиянием вибраций корпуса при работе моторов или по другим причинам не меняла своего положения, существует очень много систем, и самая распространенная заключается в том, что рычаги газа имеют около оси вращения расширения в виде шайбы. Эти шайбы на рычагах с двух сторон обкладываются кружками кожи и затем металлическими шайбами. Вся эта система затем затягивается болтом, который служит в то же время и осью вращения.

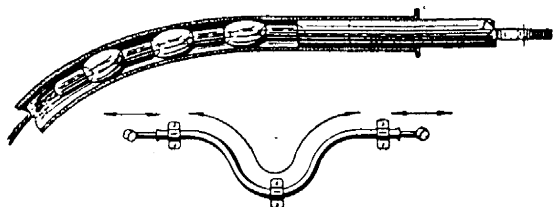
Таким образом между потайными шайбами и рычагом создается трение, величину которого можно регулировать натяжением осевого болта. Это трение и фиксирует рычаги в любом положении. Аналогичную конструкцию имеют рычаги газа на самолете Supermarine „Southampton“ (фиг. 441).

Конструкция механизма, фиксирующего рычаги, дана в разрезе на фиг. 439. На одном из рычагов нормального газа наклепан язычок, который служит ограничителем высотного газа, для того чтобы нельзя было включить высотный газ до полной дачи нормального газа. На второй паре рычагов, ближайшей к борту, ограничителем служит сама ручка высотного газа. Рычаги управления нормального газа стоят рядом,

так что пилот может управлять любым мотором или одной ручкой двигать сразу два рычага.

Сложнее вопрос обстоит при многомоторной системе (три мотора и более): около пилота сосредоточивается такое количество рычагов, что ими управлять становится трудно. В этом случае управление мотором передается либо механику или инженеру, как на „Do-X“ (см. фиг. 438), либо фирма старается произвести некоторые упрощения в системе управления. Так, на фиг. 442 представлена схема комбинированного рычага управления газом двух моторов на гидросамолетах Rohrbach.

Рычаг состоит из вертикального стержня с конической зубчаткой на конце, сцепленной с парой других конических зубчаток, от которых отходят оси с рычажками 1 и 2. Все зубчатки помещены в одну общую коробку, которая может поворачиваться в подшипниках А и В. От рычажков 1 и 2 идет передача к двум моторам. Если нужно одновре-



Фиг. 443. Система передачи „push-pull“.

менно одинаково прибавить или убавить газ в двух моторах, для этой цели нужно наклонить вперед или назад рычаг Р. Тогда зубчатки не будут иметь перемещения относительно друг друга, и вся система повернется как одно целое на один и тот же угол.

Если же моторы работают с разным числом оборотов или, наоборот, им нужно делать разное число оборотов, то для этого следует повернуть головку рычага Р в соответствующую сторону. Зубчатки при этом повернутся в разные стороны, а с ними и рычажки 1 и 2. Комбинируя одновременно наклонение и поворот рычага Р, можно одним рычагом полностью осуществить управление двумя моторами. Управление четырьмя моторами на такой системе сводится всего к двум рычагам.

Примерно по такому же принципу конструирует управление Tampier, а также ряд других фирм.

В заключение рассмотрим еще одну передачу (фиг. 443), которая позволяет обходиться без промежуточных рычагов и роликов. Эта передача называется „push-pull“ (push — толкать, pull — тянуть) и применяется очень многими фирмами. Она состоит из дуралюминовой трубки, внутри которой протянут тонкий стальной трос ($\varnothing = 2,0$ мм). На этот трос попеременно насажены стальные валики, имеющие сферические концы и медные боченочки, плотно входящие в направляющую трубку. Конец троса закрепляется в специальных наконечниках. Направляющей трубке можно придавать любые наклоны или изломы, лишь бы они имели плавные переходы. Направляющая трубка закрепляется по месту

всевозможными хомутами, концы стержней присоединяются к соответствующим рычагам. Вся эта система передает как сжимающие, так и растягивающие усилия, приложенные к наконечникам.

На растяжение работает трос, на сжатие — боченки и валики. Внутренность трубки набивается тавотом. В настоящее время разработаны стандарты этой передачи. Фирма Curtiss применяла „push-pull“ в качестве передачи к рулям.

Обычно эта система не применяется в чистом виде. Прямолинейные длинные участки передачи делаются из труб, все же изгибы — из трубок „push-pull“. Таким образом эта система заменяет рычаги, их крепления, кронштейны и т. п. В результате получается выигрыш в весе.

9. ЗАПУСК МОТОРОВ

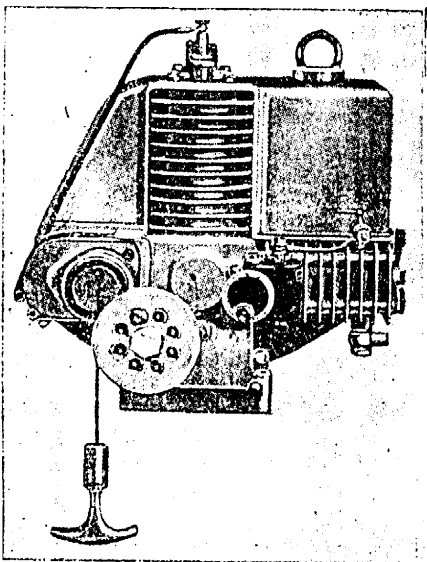
Запуск моторов в гидросамолете является очень важным вопросом. Запустить мотор в сухопутном самолете не представляет особого труда. Если мощность мотора не допускает запуска за винт, то в условиях аэродромного обслуживания всегда имеются специальные автомобили, снабженные приспособлениями для запуска за носок мотора. Запустить мотор на гидросамолете очень трудно из-за расположения мотора. Если мотор расположен над лодкой, то запустить его руками с лодки весьма затруднительно; если же моторы расположены по бокам лодки, то винты приходится либо над водой, либо над хвостовой частью крыла. Ни в том, ни в другом случае запуск руками или приспособлением извне невозможен. Следовательно, на гидросамолетах необходимо иметь самостоятельную особую систему запуска. Над запуском моторов много работают французы, у которых очень много таких приборов или, как их называют, стартеров.

Большинство приборов основано на применении сжатого воздуха. Обыкновенно все моторные фирмы (за исключением очень немногих) снабжают свои моторы приспособлениями для запуска сжатым воздухом. Это приспособление заключается в распределительном механизме или кране, который приводится в движение от кулачкового валика мотора и открывает доступ воздуху в те цилиндры, в которые поршень в данный момент опускается. На самолете же для запуска моторов берется обыкновенно два баллона с воздухом, сжатым обычно до 120—150 ат. Вес баллонов — по 12 кг каждый.

Баллоны устанавливаются в кабине пилота таким образом, чтобы была соблюдена возможность их легкой замены для зарядки. Такая система может быть более или менее приемлемой в условиях сухопутной авиации, где вынужденная посадка и невозможность запустить моторы из-за отсутствия сжатого воздуха не приводят к гибели самолета и экипажа. Совсем иное дело — гидросамолет. Дело в том, что этих баллонов хватает на 6—10 запусков мотора в зависимости от исправного действия мотора, от состояния погоды и т. п. Кроме того, на это влияет еще степень герметичности кранов и соединений баллонов. Таким образом, если вследствие неисправности моторов их не удалось запустить, на попытки их запуска израсходован весь запас воздуха, а дело происходит в открытом море далеко от берега, — самолету и экипажу угрожает гибель. Очевидно, что эта система при всех своих достоинствах далеко не

совершенна. Вот почему для гидросамолетов применяется другой метод запуска сжатым воздухом. Для того чтобы сделать эту систему надежной и безопасной, нужно в любое время иметь возможность пополнить свои запасы сжатого воздуха. Иными словами, необходимо иметь маленькую компрессорную станцию на самолете.

Существует несколько систем таких станций. Наиболее известные и распространенные — это станции фирмы Garelli (Италия) и Bristol (Англия). Такая станция состоит из маленького одноцилиндрового моторчика воздушного охлаждения, связанного с ним компрессора и баллона для сжатого воздуха.



Фиг. 444. Garelli. Компрессор типа „S“.

Первые типы установок Garelli и аналогичных установок Piaggio весили $\sim 25,0$ кг. Баллон для сжатого воздуха весит $\sim 6,5$ кг. Моторчик Garelli последнего типа „S“ весит всего 7,900 кг, так что полная установка его с баллоном будет весить всего 14,4 кг (фиг. 444).

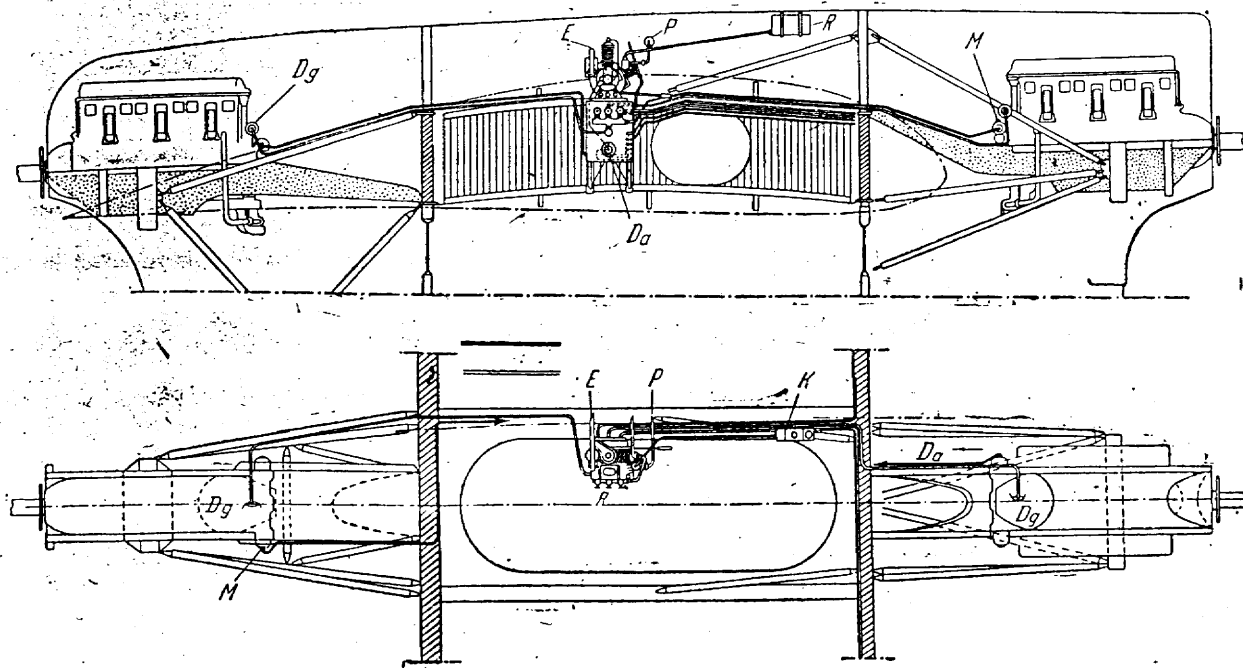
Внизу у мотора виден шкивок и ручка на тросе. Это — приспособление для запуска мотора. Станция в течение 1,0—1,5 мин. (согласно данным фирмы) способна дать воздух, сжатый до 20 ат, в количестве, достаточном для одного запуска. Такая установка, конечно, сильно меняет положение и делает возможным запуск в любое время и при любых обстоятельствах вне зависимости от запаса сжатого воздуха. Такого рода станции применяются на всех самолетах фирмы Savoia, Short и др.

Схема установки моторчика „Bristol“ с компрессором на гидросамолете „Bleriot-5190“ показана на фиг. 445.

Обычно мотокомпрессор устанавливается в лодке, но у Bleriot он помещен в центроплане под капотами tandemной установки. Здесь буквами D_a обозначен распределитель зажигания; D_g — распределитель сжатого воздуха; E — глушитель и выпуск газов моторчика; R — баллон с бензином для моторчика; K (на доске) — пятиходовой распределительный кран для направления воздуха к разным моторам; M — магнето; P — приемник воздуха у компрессора. Эта система хороша тем, что не требует затраты физических сил от обслуживающего персонала.

Американцы для запуска применяют почти исключительно механические стартеры: ручные инерционные, электрические и комбинированные электроручные инерционные. Наибольшим распространением пользуется марка „Eclipse“.

Перед запуском мотора необходимо раскрутить „Eclipse“. Это делается в течение 1,5—2,0 мин. и требует большой затраты физи-



Фиг. 445. „Bleriot-5190“. Установка моторкомпрессора „Bristol“.

ческих сил, так как в самом механизме заключена ускорительная передача с очень большим передаточным числом. После нескольких попыток запуска ручного стартера обычно команда сильно устаёт. Поэтому американцы чаще пользуются электроручным стартером, т. е. нормально его запускают электромотором, — и лишь в случае отказа аккумуляторных батарей применяют ручной самопуск. Но стартер „Eclipse“ с электрооборудованием весит около 50,0 кг, что, конечно, является непосильной нагрузкой для самолетов среднего и малого тоннажа. Ручной же стартер „Eclipse“ весит всего только 16,0 кг.

Для крепления „Eclipse“ на моторе имеются специальные места и оставлен специальный залик для сцепления. Все американские моторы предусматривают установку „Eclipse“, так как американцы почти не применяют других стартеров.

Другие системы запуска, например, французская система запуска ацетиленом, не могут быть признаны совершенными, так как ацетилен не везде можно получить.

10. ОСОБЫЕ УСТАНОВКИ МОТОРОВ И ПУТИ РАЗВИТИЯ МОТОРНОЙ ГРУППЫ

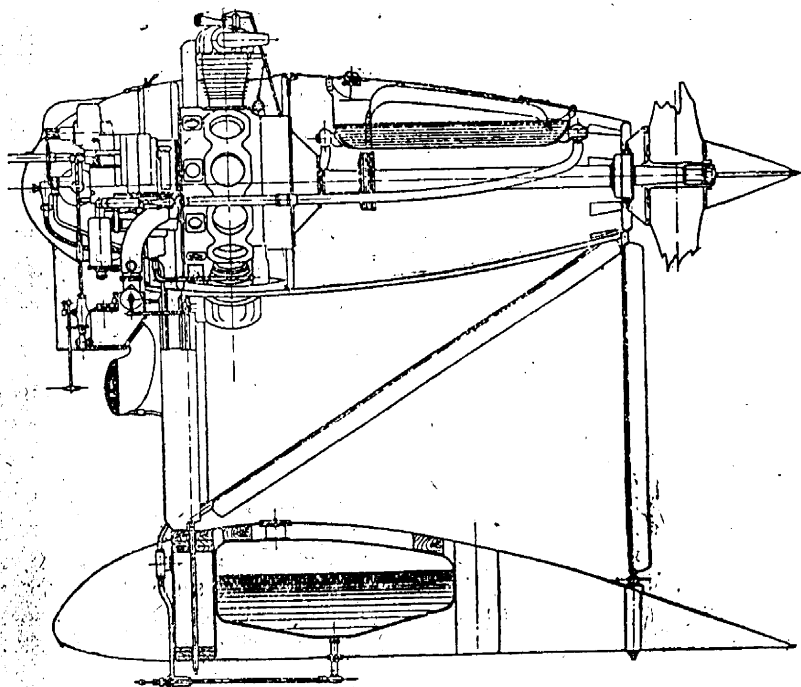
Для того чтобы закончить вопрос о мотоустановках гидросамолетов, необходимо рассмотреть еще несколько схем мотоустановок, не укладывающихся в рамку обычных схем. Некоторые из этих типов мотоустановок являются совершенно новым решением задач и намечают пути дальнейших усовершенствований. Эти мотоустановки в числе своих элементов имеют удлинительный вал, который вставляется между носком мотора и винтом и передает винту крутящий момент от мотора.

Такое расположение имеет ряд преимуществ. В обычных установках положение винта связано с положением мотора, — и наоборот. Необходимость убрать винт дальше от воды заставляет применять установку мотора в толкающем варианте. Но это обстоятельство требует помещения мотора далеко позади крыла. Заднее положение мотора приводит к задней центровке самолета и еще целому ряду неудобств: усложнению проводки управления мотором, бензопроводки и т. п. и, — самое главное, — капотажа мотора.

Выше мы говорили о мотоустановках Fokker „B-XI“ с толкающим винтом (см. фиг. 333 и 334) и о среднем моторе самолета „Loire-70“ (см. фиг. 380). В этих установках весь моторный кок сделан в виде обтекаемого тела, а сам мотор оставлен незакапотированным, так как к нему трудно приспособить кольцо NACA или даже кольцо Townend. Попытки разъединить мотор и винт известны уже давно и на сухопутных самолетах и на морских. В качестве примера сухопутного самолета можно указать самолет Junkers „G-38“, у которого моторы помещены внутри крыла, винты же вынесены далеко вперед перед крылом. Такое размещение сильно улучшило аэродинамику самолета, в большой степени снизило лоб машины и т. п.

В гидроавиации также давно известны попытки аналогичных решений. Ниже мы рассмотрим конструкцию Lioré et Olivier „H-180“ и Caudron „PV-200“.

Трудность этих решений заключается в том, что длинный вал при больших числах оборотов мотора начинает вибрировать. Его вибрация передается конструкции всего самолета: в результате установку трудно применить. Junkers проделал большую экспериментальную работу, запатентовал целый ряд конструкций эластичных соединений и подвесок вала и ценой больших усилий получил; наконец, до некоторой степени удачное решение: успех Junkers тем более существен, что он достигнут с моторами высокой мощности, в то время как Lioré et Olivier и Caudron решают свою задачу для сравнительно слабых моторов.



Фиг. 446. Lioré et Olivier „LeOH-180“. Мотоустановка.

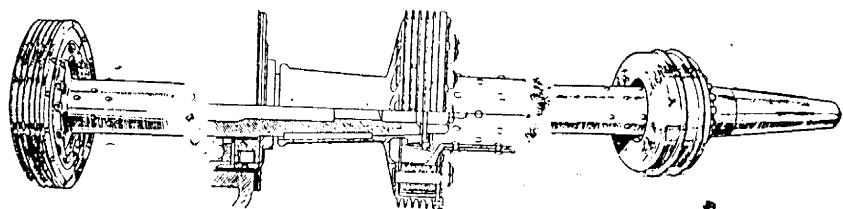
Общая же схема установки мотора самолета Lioré et Olivier дана на фиг. 446.

Как видно из рисунка, основная часть мотоустановки состоит из铸edанного металлического, веретенообразного кока, внутри которого вставлен мотор Salmson 120 л. с. ближе к переднему концу. Винт расположен у заднего конца этого кока. Мотор с винтом соединен длинным валом с эластичными муфтами. Вся мотоустановка имеет очень компактный вид. Вследствие того, что вся часть мотора, в которой сосредоточено управление, расположена над головой пилота, управление и проводка его становятся простыми и короткими.

На схеме видно расположение бензинового и масляного баков и всей проводки питания.

Вся установка может быть значительно улучшена за счет постановки кольца Townend или NASA.

Особый интерес представляет конструкция удлиненного вала (фиг. 447). Вся система состоит из специальной втулки, насаженной на носок мотора и длинного вала в виде стальной трубы с приклепанным наконечником, тоже в виде расширенной втулки, входящей внутрь первой и соединенной с ней помощью болтов, проходящих через резиновые цилиндрические втулки. Другой конец удлиненного вала опирается на шаровой фиксирующий подшипник и несет на себе втулку винта. Соединение мотора и вала с помощью резиновых втулок делает соединение эластичным, дает свободу перемещения одной детали относительно другой и тем самым не дает возможности для создания вредных и опасных напряжений в системе. Применение высокосортных материалов позволило весь вес дополнительных деталей передачи (т. е. эластичной



Фиг. 447. Lioré et Olivier „LeOH-180“. Удлиненный вал.

муфты, удлиненного вала и второй дополнительной опоры) уложить в 13,0 кг, что дает вес передачи 1,08 кг/л. с.

Передача сконструирована удачно и применяется с 1929 г. по настоящее время.

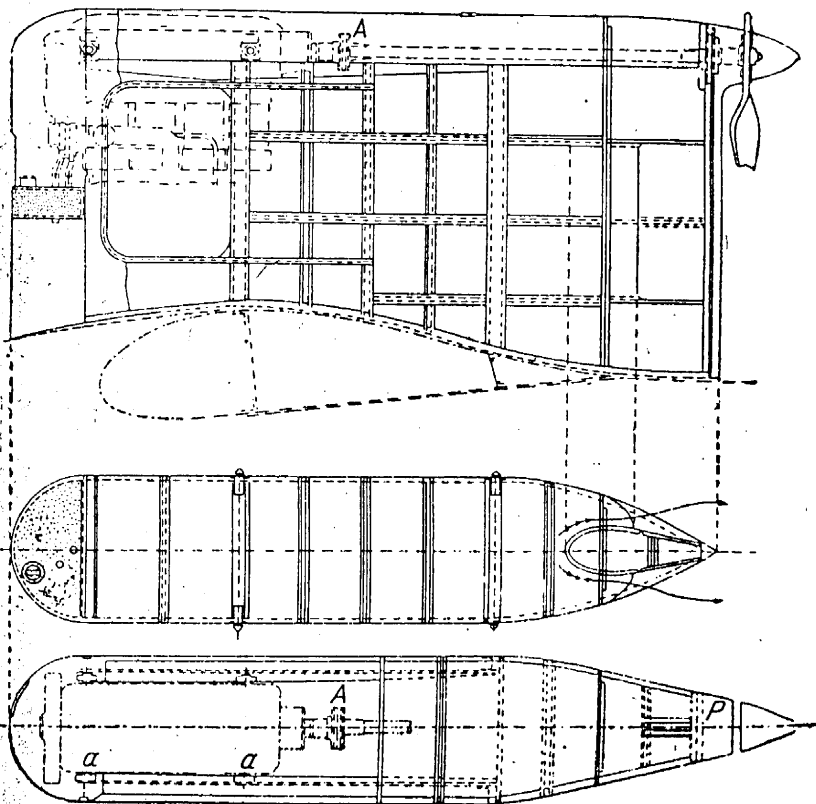
Примерно так же выполнена удлиненная передача на самолете Caudron „PV-200“ в 1933 г. Этот самолет представляет собой поплавковый моноплан, у которого мотор („Renault“) в 100 л. с. помещен в специальной надстройке; передача на винт осуществлена удлиненным валом (фиг. 448).

Мотор перевернутого типа расположен в специальной надстройке и подвешен на эластичных резиновых муфтах *a*. Так же как и у Lioré et Olivier „H-180“, удлиненный вал одним концом опирается на втулку мотора *A*, а другим на специальный ориентирующий опорный подшипник *P*. Конструкция муфты и опорного подшипника дана на фиг. 449.

Узел *A* (фиг. 448) представляет собой типичное автомобильное эластичное соединение с помощью резиновых дисков, передающих крутящий момент мотора. Вал выполнен из высокосортной стальной трубы. Очень интересна конструкция заднего узла *P* трансмиссии. Конец вала опирается на шарикоподшипник *10* (фиг. 449). Несмотря на то, что подшипник ориентирующий, он целиком вместе со своим гнездом *9* вставлен в каучуковое кольцо *20*, которое помещается в кольцевом гнезде *22*, прикрепленном к конструкции самолета. Таким образом достигается полная эластичность подвески. Мотор закреплен на резиновых втулках *a*, вал имеет

у мотора эластичное соединение А; другим концом он закреплен на резиновой втулке Р, несущей задний подшипник.

К числу таких передач нужно отнести моторную установку новой амфибии Curtiss-Wright (см. фиг. 340а).

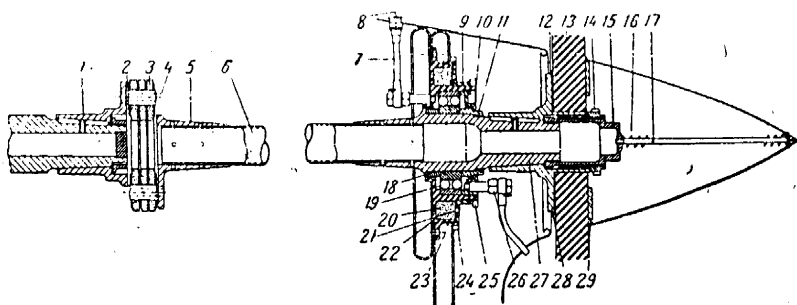


Фиг. 448. Caudron „PV-200“. Моторная установка с удлиненным валом на самолете

В этом самолете с мотором Wright „Junior“ 300 л. с. для улучшения центровки, удобства расположения самого мотора и его капота мотор вынесен вперед, а толкающий винт расположен, как это делается обычно у бипланных гидросамолетов, позади коробки крыльев. В результате получилась мотоустановка, соединяющая в себе все выгоды толкающего винта с хорошим капотажом.

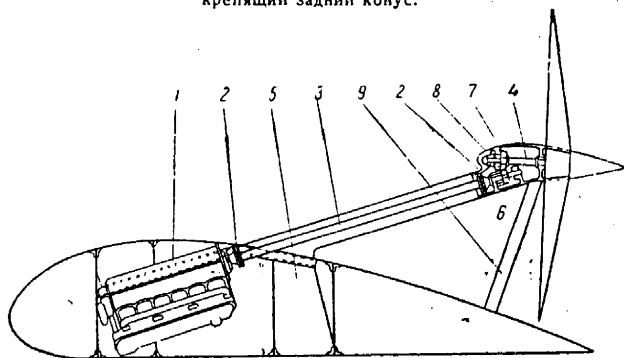
Требования повышения скоростей и улучшения летных данных, предъявляемые к современным самолетам, заставляют искать других, необычных путей для реализации этих требований, так как обычные пути почти все испробованы. Как мы говорили выше, в амфибиях найден способ убирать шасси в борт лодки, ничем не уступающий

пособам, применяемым в сухопутных самолетах. Но для того чтобы в остальном приблизиться к сухопутным самолетам, нужно сделать еще один трудный, но необходимый шаг: убрать мотор.



Фиг. 449. Caudron „PV-200“. Удлиненный вал.

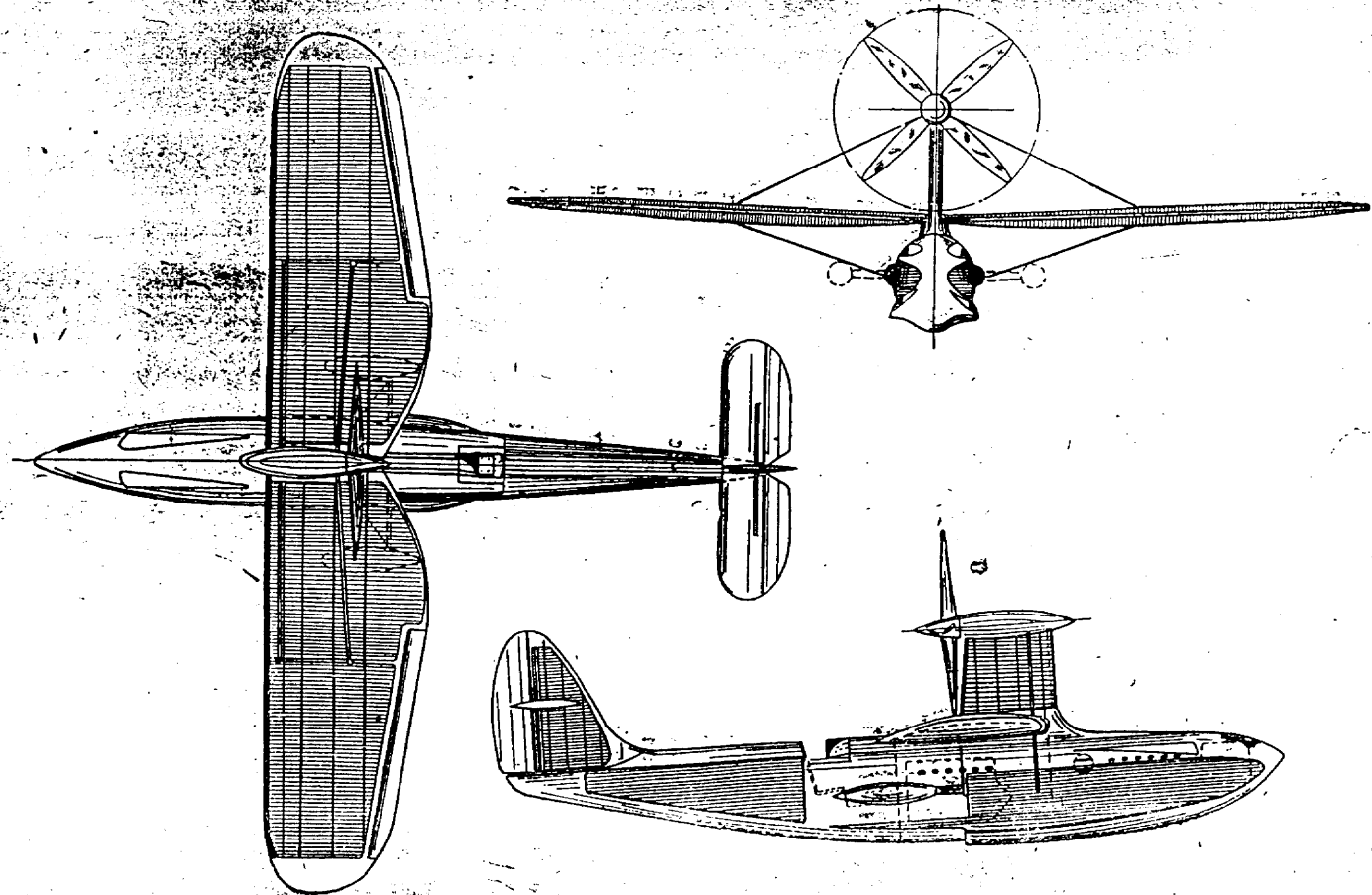
1 — часть эластичной муфты, сидящей на валу мотора (эта деталь имеет три кольца 2, расположенных под 120° друг к другу, на которые надеты эластичные кольца 3); 5 — часть эластичной муфты, сидящей на удлинительном валу; эта часть также имеет три пальца 4, закрепленных на эластичных кольцах 3; 7—8—приспособление для смазки подшипника 19; 9 — гнездо подшипника; 10 и 11—гайки крепления подшипника; 12 — диск из ферродо, расположенный между винтом 13 и втулкой винта 28; 14 и 15—крепление втулки; 16—пружина из рояльной проволоки $\varnothing$ 0,5 мм; 17—стержень из дюрала; 18—гайки, крепящие подшипники; 20—кольцо из каучука; 21—кружок, предохраняющий кольцо 20 от повреждения во время завинчивания гаек 24 и 25; 22—гнездо каучукового кольца 20, крепящееся болтами 23 к шпангоуту мотоустановки; 26—смазка подшипника; 27—задняя часть удлинительного вала, на которую насажена втулка винта 28; 29—диск, крепящий задний конус.



Фиг. 450. Установка мотора в крыле.

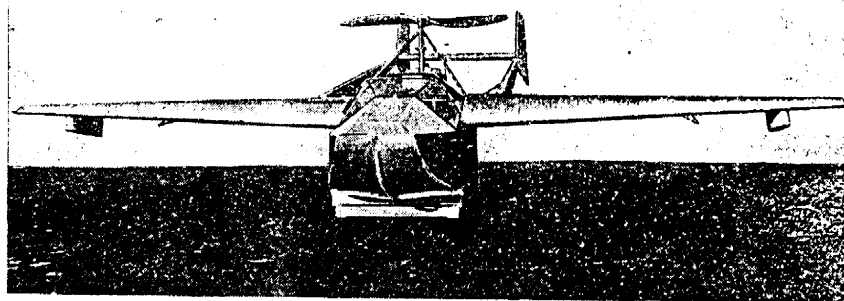
У сухопутных машин мотор большей частью расположен в фюзеляже и своими обводами не выходит за пределы фюзеляжа. В гидросамолетах лодочного типа к большому миделю лодки прибавляется мидель мотоустановки, ничуть не меньший по площади, чем мидель самой лодки. Естественно, что такая громадная паразитная площадь резко снижает летные данные. Для улучшения аэродинамики гидросамолета необходимо убрать мотор. Для этого есть два места: крыло и лодка.

Начинают реализоваться проекты, в которых мотор убран в крыло. К таким самолетам относится Junkers „G-38“ с убранными в крыло



Спр. 450а. Dornier „Racer“.

моторами. Lioré et Olivier также проектирует размещение моторов в крыле с передачей на винты (фиг. 450). Эта схема предназначается, по мнению Lioré et Olivier, преимущественно для гидросамолетов. Понятно, что замена неуклюжих и плохо обтекаемых капотов моторов на хорошо обтекаемые формы передаточных валов и верхней головки дает большой выигрыш в лобовом сопротивлении и резко улучшает летные качества самолетов.



Фиг. 451. Американский экспериментальный самолет.

Начинают появляться проекты, предусматривающие уборку моторов в лодку. Появление таких проектов показывает, что конструкторская мысль уже работает в этом направлении — и недалек тот день, когда мы будем иметь возможность летать на таком самолете. В качестве примера можно привести неосуществленный проект гоночного гидросамолета Dornier (фиг. 450а), мощностью 4000 л. с., опубликованный им в 1931 г. В этом гидросамолете два мотора по 2000 л. с. работают на одну передачу и на один винт.

Попытки создания лодки с убранным внутрь ее мотором пока еще не увенчались успехом, хотя, по нашим сведениям, в Америке построен небольшой экспериментальный гидросамолет с передачей на винты (фиг. 451). Данные испытаний неизвестны.

РАСЧЕТ ЛОДОК НА ПРОЧНОСТЬ

1. ОБЩИЕ СООБРАЖЕНИЯ

При рассмотрении вопросов, изложенных в гл. IV „Конструкция лодок и поплавков гидросамолетов“, обращалось внимание на многообразие форм лодочных корпусов и их конструкций. Среди этих лодок имеются очень простые по форме, с поперечным сечением, близким к прямоугольнику (Rohrbach „Rodra“, Dornier „Wal“) и сложные — криволинейных очертаний, имеющие некоторое сходство с формами фюзеляжей типа монокок („Martin 130“, Sikorsky „S-42“, „S-43“ и др.).

В конструкциях лодок царит необычайная пестрота — от простого ящика до сложных по схеме работы конструкций американских лодок „Martin Clipper 130“ и „Hall Aluminium Corporation“. Но все же в схемах конструкций, несмотря на их кажущуюся пестроту, можно усмотреть некоторые общие черты. Всякая лодка состоит из каркаса, придающего необходимую ей форму и сообщающего ей необходимую жесткость и неизменяемость, и обшивки, обеспечивающей лодке непроницаемость и вместе с тем пловучесть и непосредственно воспринимающей нагрузки от гидростатических и гидродинамических сил при посадках и плавании на воде. Конструкции шпангоутов были рассмотрены выше.

Обшивка крепится непосредственно к шпангоутам и усиляется профилями, идущими вдоль лодки. Дно лодки — часть корпуса, наиболее нагруженная во время взлета и посадки — делается особенно прочным и жестким, что достигается, во-первых, за счет усложнения набора самого днища (флоры, кили, кильсоны, местные усиления и т. п.), а во-вторых, за счет увеличения толщины обшивки от носа и кормы по направлению к реданам как наиболее нагруженной части днища.

Разные части лодки нагружаются им присущими нагрузками. Днище нагружено, главным образом, силами гидродинамическими, достигающими максимальных значений во время взлета и посадки. Палуба зачастую получает ряд подкреплений, не вызываемых общими соображениями о прочности корпуса лодки, а носящих исключительно местный характер и гарантирующих прочность и неизменяемость обшивки при хождении по палубе и т. п. Прочие элементы конструкции лодки могут быть нагружены как силами, являющимися следствием гидродинамических нагрузок, так и силами, возникающими во время полета (действие

момента отклоненных рулей, скручивающие моменты от вертикального оперения) и т. п.

Таким образом лодка гидросамолета должна удовлетворять самым разнообразным случаям возможного загрузки, значительно более серьезным, чем загрузки фюзеляжей сухопутных машин. Кроме того, корпус лодки принимает на себя еще одну функцию, делающую работу корпуса особенно тяжелой.

Как мы знаем, вся кинетическая энергия, получаемая самолетом во время парашютирования при посадке, воспринимается и поглощается у сухопутных машин амортизацией шасси, причем от мягкости самой амортизации и величины хода ее зависят перегрузки, претерпеваемые всей конструкцией машины. Гидросамолет не имеет амортизации для посадки на воду и, значит, вся сила посадочного удара воспринимается и поглощается упругостью самого корпуса лодки. Дело еще усложняется, если самолет садится на волну. Для смягчения этого удара днище делается килеватым, причем килеватость резко усиливается, если гидросамолет предназначается для работы в открытом море, а, значит, при большом волнении. Делались, правда, попытки и в конструкцию гидросамолетов ввести амортизацию. Так, примерно в 1916—1917 гг., гидросамолет „Авго-504-К“ на поплавках имел амортизацию, введенную в месте крепления поплавок к ферме шасси. В 1932 г. фирма Farman сделала поплавокую машину, у которой поплавки соединялись с фюзеляжем амортизирующими стойками.

Но эти конструкции являются единичными и, вообще говоря, не привились. Конструктора стараются придать днищу лодок и поплавок такую форму, которая, не ухудшая в сильной степени гидродинамических качеств машин, обладала бы максимальной амортизирующей способностью. Таким образом из-за отсутствия амортизационных устройств корпус лодки подвергается ударным нагрузкам, меняющимся во времени.

Точный расчет лодки с учетом всех сил, сопутствующих удару, необычайно сложен и труден, поэтому хотелось бы перейти к обычному методу расчета, применяемому в авиации, к методу статических перегрузок.

В нормах прочности для расчета лодок, применяемые в разных странах, так и подходят к решению вопроса; на все возможные случаи расчета определяется коэффициент статической (разрушающей) перегрузки, который является произведением „коэффициента действительной перегрузки“ на „коэффициент безопасности“. При расчете лодки учитываются также инерционные силы как поступательного, так и вращательного движения, потому что в большинстве случаев загрузки, равнодействующие гидродинамических сил не проходят через ц. т. самолета.

Для того чтобы можно было рассчитывать конструкцию лодок на прочность, в особенности самую нагруженную часть лодочного корпуса — днище, необходимо для расчета знать величины реальных удельных нагрузок на днище. Эта нагрузка, или, иными словами, давление на днище, не является величиной постоянной, а меняется по площади днища в зависимости от характера и рода движения лодки по воде (взлет, посадка на нос, посадка на корму, на редан, посадка со скосом и т. д.).

Для получения ясной картины давлений на днище лодки при взлетах и посадках необходимо проводить экспериментальные исследования.

причем эти исследования проводятся в натуре. Способы определения давления воды на днище лодки во время взлета или посадки весьма разнообразны. Большинство способов сводится к тому, что в днище лодки или поплавков врезаются специальные цилиндры, затянутые мембранами, расположенными в плоскости обшивки днища лодки.

Под влиянием давления мембрана прогибается, а этот прогиб, пропорциональный приложенному усилию, записывается специальными приборами — самопишущими, непосредственно в масштабе сил. Таким образом, располагая все такие приборы равномерно по днищу лодки и синхронизируя их запись, мы можем получить полную картину распределения давлений по днищу, соответствующую данному случаю посадки.

Приборы такого типа обладают одним весьма существенным и серьезным недостатком, ограничивающим область их применения, а именно — инерцией собственных частей, которая может исказить запись. Сконструировать же прибор, действующий таким образом, чтобы инерция его движущихся частей не сказывалась на измерениях, очень трудно. Один японский ученый, исследовавший явление посадочного удара, применял для этих измерений прибор, единственной подвижной частью которого был пучок катодных лучей. Отклонения этого пучка лучей от первоначального положения и служили мерилем удара. Инерцией пучка японский ученый пренебрегал. Отсюда видно, насколько сложна и трудна эта задача. Нужны весьма длительные эксперименты, чтобы получить материал, на основе которого можно было бы уже делать выводы. Аналогичные опыты проводит также фирма Short в своем опытном бассейне.

Результаты этих исследований изображаются либо в виде пространственной диаграммы (метод Подсевалова), либо в виде линий постоянного (равного) давления по днищу (метод Short). Одна из диаграмм Подсевалова дана на фиг. 452.

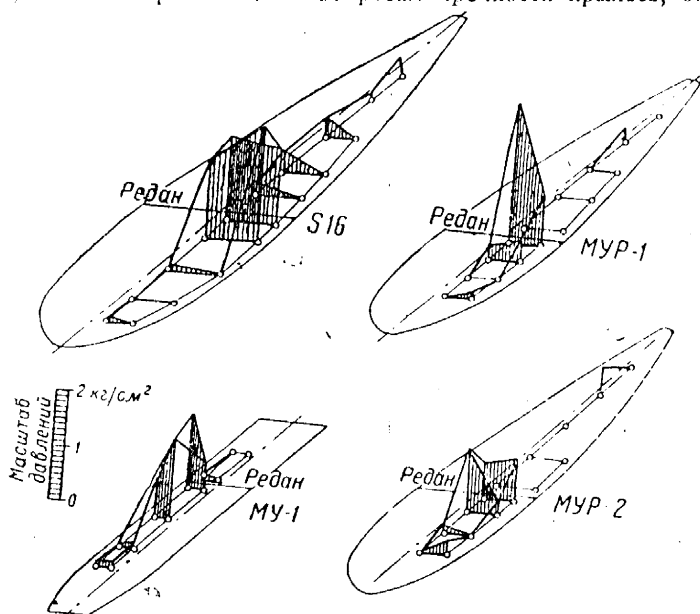
Линии постоянного давления на днище при пробеге на одной из лодок Short показаны на фиг. 453.

Обе диаграммы дают максимум давлений в районе первого редана около киля, несколько ближе к носу. Значения максимальных давлений у Short достигают $\sim 0,435 \text{ кг/см}^2$ по данным A. Gouge (6 англ. фунт. на 1 кв. дюйм). У Подсевалова же для лодки Savoia „S-16“ (с вогнутым днищем) давления достигают значений $\sim 1,5 - 1,6 \text{ кг/см}^2$, доходя в некоторых случаях до $2,5 \text{ кг/см}^2$. На основании таких исследований выявляются наиболее нагруженные местными нагрузками части днища лодки, а также и факторы, влияющие на общую прочность корпуса лодки.

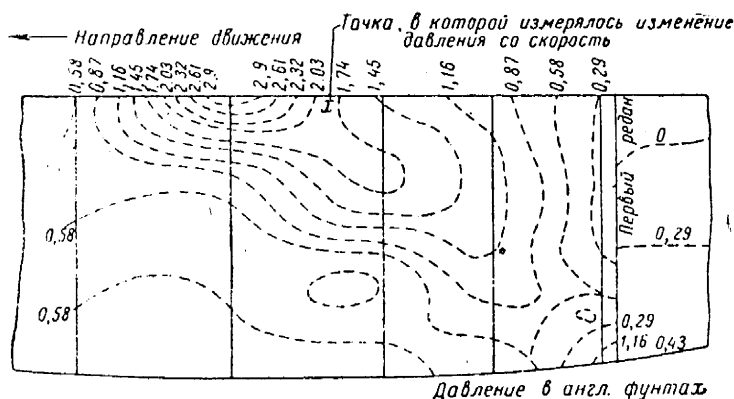
Для того чтобы сделать корпус лодки прочным и готовым к восприятию нагрузок при любом случае загрузки, необходимо задаться наиболее невыгодным расположением внешней нагрузки. Но такое невыгодное расположение не может быть выбрано сразу для всего корпуса, потому что разные части корпуса лодки (нос, корма, средняя часть) испытывают максимальные напряжения не одновременно. Степень нагружения в том или ином положении может быть оценена по-разному.

Во избежание произвола в этой области необходимо ввести один принцип, который позволит сравнивать между собой степень нагружения разных по типу конструкций. Таким единым принципом, единой формой

являются нормы прочности. Задать нормы прочности для лодок и поплавков гидросамолетов — задача далеко не легкая, что видно хотя бы из того, что в то время как по вопросам прочности крыльев, оперений



Фиг. 452. Опыты ЦАГИ 1931 г. Посадки на волну высотой от 0,20 до 0,30 м с максимальными давлениями по реданным гнездам по всем гидросамолетам.



Все нормы основаны на методе статического нагружения, причем величины перегрузок даются кратно полному весу самолета G .

Расчет лодки или поплавков на прочность делается после того, как выявлены, намечены и приняты все основные линии проекта.

Для того чтобы перейти к расчету прочности корпуса летающей лодки, необходимо предварительно выбрать тип конструкции (продольный или поперечный набор и т. д.), что в свою очередь во многом зависит от выбранного для постройки материала, а также от обводов лодки, диктуемых вопросами гидродинамики.

Итак, конструктор имеет уже готовые, проверенные обводы и выбрал материал. После этого лодка вычерчивается в каком-либо подходящем масштабе, разбиваются шпангоуты так, чтобы их расположение было наиболее благоприятно для размещения груза, оборудования и т. п. При этом расстояния между шпангоутами берутся на основании данных практики максимальными из допустимых для данного типа конструкции.

Здесь же намечаются положения килей и кильсонов данного набора, главные и вспомогательные стрингеры на бортах и палубе. Положение их определяется опять-таки удобством размещения и данными практики. При этом обыкновенно задаются ориентировочно и их сечениями. Если под руками есть материалы по конструкциям аналогичных лодок, это сделать очень просто. Если же таких данных нет, то можно на основании элементарных соображений выбрать и оправдать расчетом примерно подходящие сечения, с тем чтобы их проверить при производстве точного расчета по нормам прочности.

Таким образом, чтобы приступить к расчету прочности, необходимо иметь точные обводы корпуса, более или менее точное расположение всех основных элементов набора лодки и их ориентировочные сечения, а также толщины и расположение отдельных элементов обшивки со всеми деталями и профилями для ужесточения и увеличения ее устойчивости.

Иными словами, проектирование корпуса лодки вначале делается на-глаз, — на основании существующего опыта и образцов, и затем проверяется расчетом. В лодках небольшого тоннажа часто конструктивные соображения, вопросы удобства сборки, изготовления, а также эксплуатации заставляют выбирать такие сечения элементов, при которых всегда обеспечивается необходимая и достаточная прочность. В этих случаях расчет является просто нормальным моментом, подтверждающим безусловную прочность принятых сечений.

В лодках большого тоннажа вопросы выбора сечений становятся значительно более трудными, так как сечения элементов настолько велики, что допускают любые способы обработки и типы соединений, а потому на первый план выступают вопросы рациональности конструкции ее прочности при минимальном весе. Это уже не допускает предварительного проектирования на-глаз, а требует более совершенных способов подбора сечений.

Корпус лодки обычно (так же как и в нормальной практике) рассматривается как балка, нагруженная силами, кратными ее весу, при различных случаях нагружения. Так как равнодействующие внешних сил не всегда проходят через ц. т. всего самолета, то система уравновешивается инерционными силами как поступательного, так и вращательного

движения. Таким образом расчету подлежат: корпус всей лодки как балка, нагруженная внешними гидродинамическими силами и силами инерции отдельных агрегатов самолета; отдельные элементы набора корпуса (кили, стрингеры, шпангоуты и т. д.) и, наконец, обшивка.

По характеру работы все элементы набора лодок и поплавков могут быть разбиты на следующие группы, принятые в кораблестроении:

1. Части корпуса, воспринимающие внешние усилия (наружная обшивка бортов, днища и палубы под действием воды или грузов), представляют собою пластины, ограниченные жестким контуром.

2. Части корпуса, служащие опорным пунктом для вышеуказанных пластин и передающие реакции последних на более жесткие части корпуса (шпангоуты, стрингеры и т. п.), представляют собою балки, нагруженные распределенной нагрузкой. Эти балки составляют набор корпуса. Комбинации групп 1 и 2, т. е. пластин и набора, образуют перекрытия.

3. Части корпуса, служащие жестким опорным контуром для перекрытий (переборки и борта, служащие опорным контуром для днища и палубы), представляют собою подкрепленные пластины.

4. Части корпуса, обеспечивающие общую продольную прочность лодки (продольные связи, идущие непрерывно по всей длине или же на значительной ее части, — кили, кильсоны, стрингеры и т. п.), представляют собою составную балку, подверженную действию изгибающих моментов и перерезывающих сил.

5. Части корпуса, обеспечивающие поперечную прочность (шпангоуты, переборки, бимсы и т. п.), представляют собою рамы, фермы и т. д.

6. Части корпуса для соединения между собою отдельных частей (заклепки, болты и т. п.).

Порядок расчета сводится к следующему:

1. Определение внешних нагрузок.

2. Определение сил инерции поступательного и вращательного движений.

3. Построение изгибающих моментов и срезающих сил от гидродинамической нагрузки.

4. Построение изгибающих моментов и срезающих сил от сил инерции.

5. Определение суммарных моментов и сил.

6. Расчет отдельных деталей корпуса (кили, шпангоуты, обшивка и т. д.).

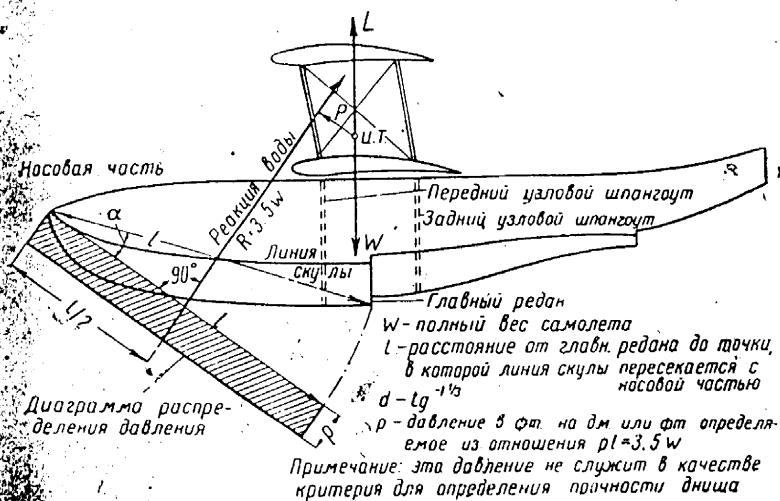
2. НОРМЫ ПРОЧНОСТИ ГИДРОСАМОЛЕТОВ, ПРИНЯТЫЕ АНГЛИЙСКИМ МИНИСТЕРСТВОМ ТОРГОВЛИ И ПРОМЫШЛЕННОСТИ

ГРАЖДАНСКАЯ АВИАЦИЯ

а. Летающие лодки

Корпус и вся конструкция летающей лодки должны иметь коэффициент надежности, равный 1,0 при посадке на нос (с поднятым хвостом), как указано на фиг. 454. Полагают при этом, что летающая лодка планируется, приближаясь к воде, причем хорда крыла горизонтальна,

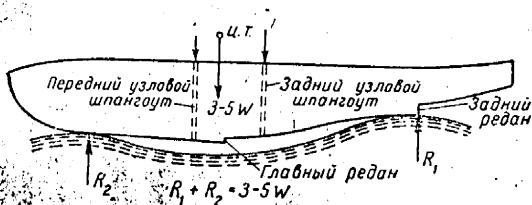
угол же атаки соответствует максимальной подъемной силе. Реакция воды $R = 3,5 \cdot W$ действует, как указано на фигуре, тогда как аэродинамические силы действуют на крылья вертикально и приложены в центре давления. Суммарная подъемная сила крыльев и хвостового оперения равна W . Реакция R и крутящий момент R_a уравниваются



Фиг. 454. Английская схема нагружения лодки при посадке на нос.

инерционными силами. Этот случай не может рассматриваться в качестве критического при расчете прочности днища.

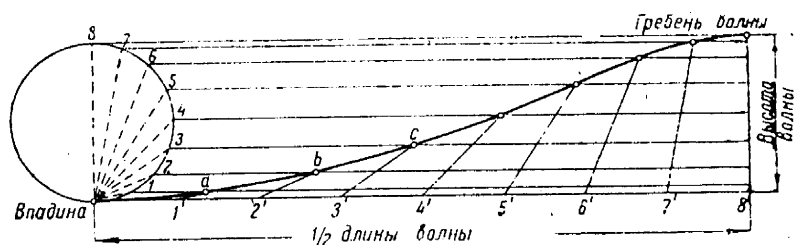
Для посадки на две волны корпус и конструкция летающей лодки должны иметь коэффициент надежности, равный 1,0 (фиг. 455). Этот



Фиг. 455. Английская схема нагружения лодки при посадке на две волны.

случай дает возможность определить прочность корпуса лодки на изгиб и на срез впереди переднего узлового шпангоута и позади заднего узлового шпангоута. Распределение реакций R_1 и R_2 по нижней поверхности корпуса не имеет существенного значения. Предполагают, что реакции R_1 и R_2 действуют, как указано на фигуре, а сумма $R_1 + R_2$ равна $3,5 \cdot W$. Положение R_1 соответствует точке, в которой грузовая ватерлиния на стоянке пересекает заднюю часть корпуса в тех случаях,

когда имеется только один редан, или положение заднего редана в других случаях. Положение R_2 определяется путем вращения корпуса вокруг R_1 до тех пор, пока он не коснется гребня волны. Длина волны

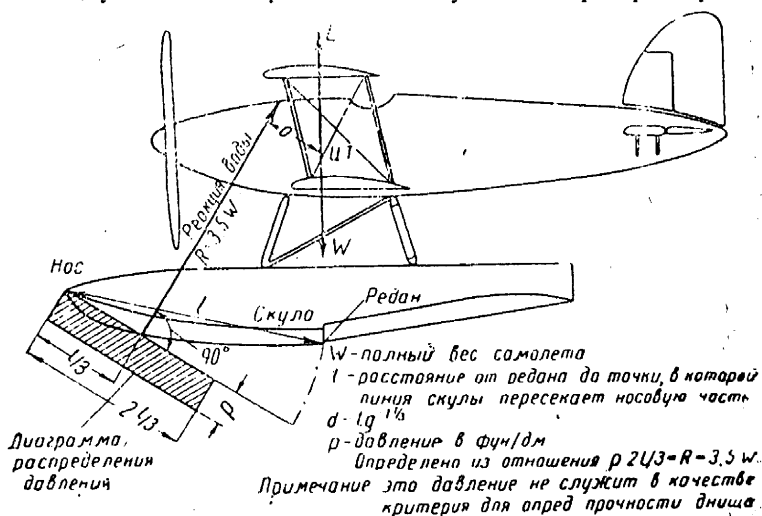


Фиг. 456. Способ построения профиля волны (трахониды).

от гребня до гребня принята равной длине ватерлинии при максимальной нагрузке и в 15 раз превышает высоту волны. Способ построения профиля волны указан на фиг. 456.

6. Поплавковые гидросамолеты

Поплавки должны иметь коэффициент надежности, равный 1,0 в случае посадки, указанном на фиг. 457. Он служит для проверки прочности



Фиг. 457. Английская схема загрузки поплавок при посадке на нос.

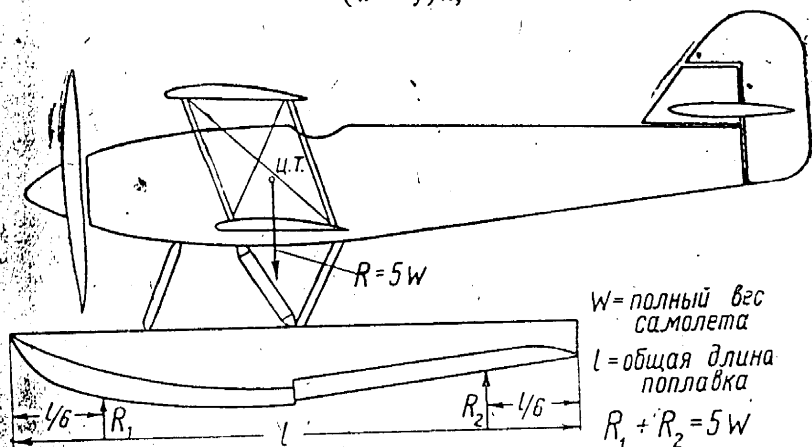
поплавка на изгиб и срез, главным образом, в местах крепления поплавков к передним стойкам. Полная реакция воды принята равной $3,5 W$.

Поплавок должен иметь коэффициент надежности, равный 1,0, при полной реакции воды $5 W$, когда поплавок гидросамолета делает посадку на две волны, как указано на фиг. 458. Расстояния между

реакциями воды указаны на фигуре. Этот случай определяет прочность на изгиб и срез передней части поплавка впереди передней стойки и задней части поплавка позади задней стойки и в промежуточных точках.

В случае посадки со сносом поплавков должен иметь коэффициент надежности, равный 1,0. Полагают, что боковая нагрузка на каждый поплавок равна

$$(W - f)n,$$



Фиг. 458. Английская схема загрузки поплавка при посадке на две волны.

где f — вес поплавков, а n — количество поплавков, и что эта нагрузка приложена в центре тяжести боковой поверхности поплавка под прямыми углами к вертикальной осевой линии поплавка.

Полагают также, что эта боковая нагрузка действует на каждый поплавок одновременно и в одном и том же направлении.

ВОЕННАЯ АВИАЦИЯ

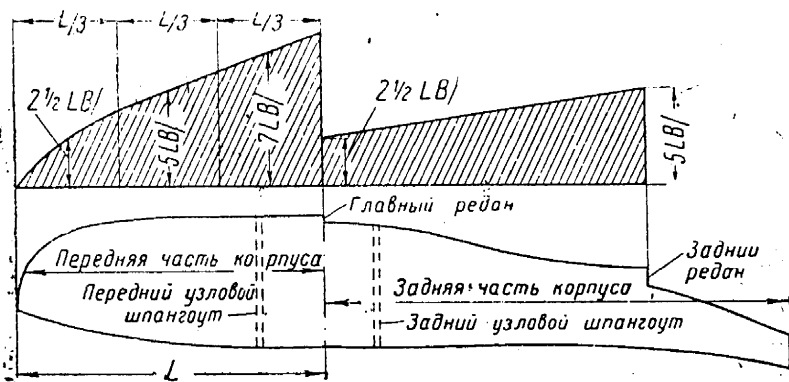
а. Летающие лодки

Корпус и вся конструкция лодки должны иметь коэффициент надежности, равный 1,0 при условиях, указанных на фиг. 454, если нет других указаний. Способ нагружения в результате дает силы, как указано на фиг. 459, при любом расположении компонентов весов W . Результирующая представляет собой сумму векторов сил: 1) обусловливаемых линейным ускорением величин $N_1 \cdot W$, действующих в центре тяжести масс противоположно и параллельно R , где N_1 — указанный коэффициент перегрузки; 2) обусловливаемых угловым ускорением $\frac{Wr\theta}{g}$, где r — расстояние в футах между центром тяжести W и центром тяжести летающей лодки на боковом виде; 3) силы тяжести W .

При посадке на две волны корпус и конструкция летающей лодки должны иметь коэффициент надежности, равный 1,0 при положении, указанном на фиг. 455, и при таких же условиях, как в случае гражданских летающих лодок, если нет других указаний.

[illegible]

от скулы до скулы. Для проверки прочности обшивки днища следует прикладывать полную нагрузку: половинную нагрузку прикладывают при проверке прочности внутренней конструкции днища, килей, стрингеров и т. д.



Если нет заднего редана, то задняя ордината кривой распределения давления должна быть взята в той точке, в которой грузовая ватерлиния на стоянке пересекает задний отсек корпуса.

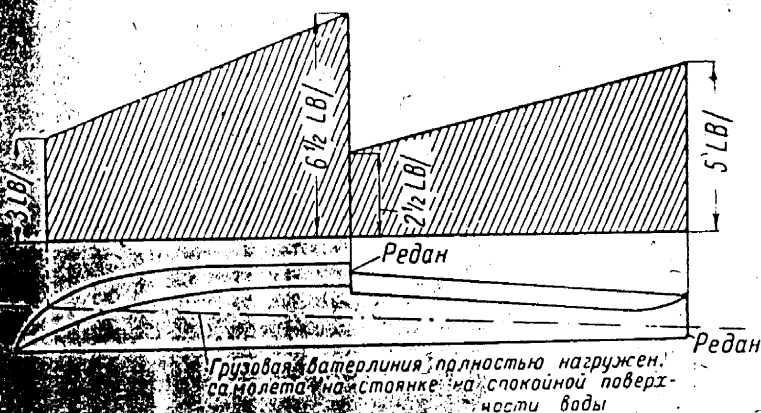
142

6. Поплавковые гидросамолеты

Поплавки гидросамолетов должны иметь коэффициент надежности, равный 1,0 при посадке, указанной на фиг. 457, при величине полной реакции воды в 3,5 W, если нет других указаний.

Вес поплавков, направленный перпендикулярно к хорде крыла, уменьшает нагрузку на передние стойки поплавка.

Поплавки гидросамолета должны иметь коэффициент надежности, равный 1,0 при посадке на две волны, как указано на фиг. 458, при полной реакции воды 5W. Вес поплавков должен быть вычтен при расчете прочности шасси, но не при расчете прочности конструкции поплавка.



Фиг. 461. Распределение давления на днище поплавка.

Коэффициент надежности, равный 1,0, требуется для поплавков гидросамолета в случае посадки со сносом. Допущения будут такими же, как в случае гражданского самолета.

Обшивка днища и его внутренняя конструкция в поплавках должны иметь коэффициент надежности, равный 1,0 при распределении давления, как указано на фиг. 461. Остальное соответствует вышеуказанным условиям для прочности таких же деталей в летающих лодках. Прочность поплавков на концах крыльев такая же, как и для боковых поплавков летающих лодок.

Гидросамолеты должны иметь коэффициент надежности, равный по крайней мере 2,0, если они закреплены, а моторы развивают максимальную тягу и крутящий момент.

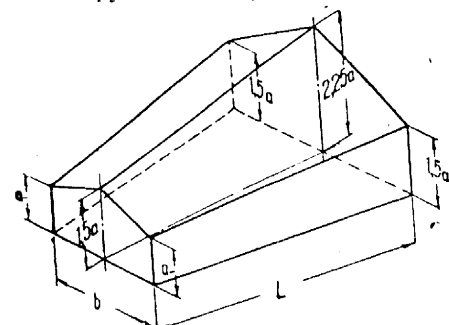
ДАВЛЕНИЕ НА ДНИЩЕ КОРПУСА ЛЕТАЮЩИХ ЛОДОК (из репорта № 346 NACA)

Результаты испытаний летающей лодки Кертисс „М-16“ показывают, что наибольшее давление воды происходит вблизи киля у главного редана, где максимальное давление равно приблизительно 1 кг/см² (15 фунт. на кв. дюйм). От этой точки максимальное давление уменьшается

по направлению к носу и скуле. Давление приблизительно $0,8 \text{ кг/см}^2$ (11 фунт. на кв. дюйм) имело место у киле несколько впереди середины передней части корпуса при отрыве лодки с взволнованной поверхности воды. Площадь передней части корпуса, подверженная значительному давлению, приблизительно представляет собой треугольник, основание которого находится у редана, а вершина на киле у передней части грузовой ватерлинии. На днище между реданами максимальное

давление равно $\sim 0,6 \text{ кг/см}^2$ (8 фунт. на кв. дюйм) и распределяется почти одинаково равномерно.

Вертикальное ускорение $4,7g$ является максимальной величиной при посадках. Было установлено, что $3g$ является приблизительно максимальной величиной при отрывах с взволнованной поверхности воды. Продольное ускорение, равное $0,9g$, было получено при взволнованной поверхности воды. Максимальное поперечное ускорение при посадке при боковом ветре составляло $0,5g$. Результаты по-



Фиг. 462. Американская схема нагружения лодки.

казывают, что нагрузки при посадке обычно воспринимаются площадью, расположенной вблизи главного редана, и что беспокойная вода может вызвать большие нагрузки вблизи середины передней части корпуса.

3. АМЕРИКАНСКИЕ НОРМЫ ПРОЧНОСТИ ЛОДОК И ПОПЛАВКОВЫХ ГИДРОСАМОЛЕТОВ 1932 г.

а. Поплавковые гидросамолеты

А. Посадка на нос (с наклонной реакцией). Полагаем, что ось винта горизонтальна, а результирующая водяной нагрузки, действующая в плоскости симметрии и проходящая через ц. т. самолета, так наклонена, что ее горизонтальная составляющая равна четверти вертикальной. Силы веса направлены параллельно реакции воды. Вес поплавков и их стоек должен быть вычтен из полного веса гидросамолета.

В. Посадка на редан (с вертикальной реакцией). Полагаем, что ось винта горизонтальна, а результирующая водяной нагрузки вертикальна и проходит через ц. т. Вес поплавков и их стоек должен быть вычтен из полного веса гидросамолета.

Примечание к случаям А и В. Для гидросамолетов весом 450 кг и более коэффициент перегрузки при посадке — $6,5$. Для расчета же самих поплавков и частей, с ними связанных, включая все части, необходимые для создания жесткой фермы из поплавковых стоек, крепящих их к фюзеляжу, следует брать перегрузку $8,0$.

С. Посадки с боковой нагрузкой. Полагаем, что ось винтов горизонтальна, а результирующая водяной нагрузки в вертикальной плоскости проходит через ц. т. перпендикулярно оси винтов. Пере-

грузка в вертикальной плоскости принимается 6,0, а в горизонтальной — 1,5. Из полного веса самолета следует вычесть вес поплавков и поплавокых стоек. Вертикальные нагрузки проходят через киль поплавок (или поплавков), поровну делясь между поплавками в случае двухпоплавкового самолета. Горизонтальная нагрузка прилагается приблизительно посредине между нижней частью киля и уровнем ватерлинии в состоянии покоя.

В случае двухпоплавковой машины полная боковая нагрузка прилагается к поплавку со стороны направления реакции воды.

6. Посадочные нагрузки лодочного корпуса

Конструкция корпуса, включая шпангоуты, полы и донную обшивку, при расчете должна выдерживать следующие нагрузки в добавление к общим полетным нагрузкам. Эти нагрузки состоят из трех отдельных условий и полагаются действующими не одновременно.

А. Положим, что самолет имеет положение, при котором ось винтов горизонтальна и поддерживается вертикальной силой водоизмещения, распределенной на площади дна впереди редана и ограниченной реданом и серединой расстояния между реданом и передним концом нормальной WL . Эта площадь имеет вид прямоугольника, ширина которого является полной проекцией ширины дна у редана.

Нагрузка распределяется на этой площади таким образом, что ее интенсивность на 50% более у киля, чем у скул, и на 50% более у редана, чем в передней части (фиг. 462).

Объем призматической нагрузки, построенной таким образом, эквивалентен восьмикратному весу гидросамолета.

Для этих условий имеем:

$$8W = \frac{25 \cdot a \cdot b \cdot L}{16},$$

где W — полетный вес самолета,

a — интенсивность нагрузки у скулы в передней части,

b — ширина,

L — $1/2$ длины WL впереди редана.

Центр этой нагрузки находится на киле на расстоянии $\frac{8L}{15}$ от переднего конца. Результирующие водяной нагрузки проходят через центр тяжести всего самолета. Силы веса имеют направление, параллельное результирующей водяной нагрузки.

В. Самолет занимает положение, при котором оси винтов горизонтальны, а площадь дна от переднего конца нормальной грузовой WL до середины между реданом и передним концом WL загружена нагрузкой, имеющей удельное давление такое же, как у скулы в передней части в случае А (т. е. $p = a$).

С. Самолет занимает положение, при котором оси винтов горизонтальны, а площадь дна от редана до заднего конца нормальной грузовой WL загружена распределенной нагрузкой, удельное давление которой равно среднему давлению в случае А.

в. Подкрыльные поплавки

Подкрыльные поплавки и их крепления, включая конструкции на крыле, рассчитываются при следующих условиях:

А. Нагрузка действует вертикально, проходит через центр водоизмещения при полном погружении и равна четырехкратному полному водоизмещению.

В. Нагрузка наклонена вверх и на 45° назад, проходит через центр водоизмещения при полном погружении и равна четырехкратному полному водоизмещению.

С. Нагрузка при посадке со сносом (поперечная) действует параллельно WL , приложена в ц. т. площади боковой проекции и равна двойному полному водоизмещению.

4. НОРМЫ ПРОЧНОСТИ, ПРИНЯТЫЕ СССР (1934 г.)

а. Лодка

Для лодок рекомендуется пользоваться нижеследующими нормами.

„Безопасная“ перегрузка определяется по формуле:

$$l = C_0 \cdot C_1 \cdot \frac{1+a}{1+a+a^2} \cdot V_L^{1,5},$$

где C_0 — коэффициент состояния моря, изменяющийся от 0,055 при волне в 3 балла до 0,072 при волне в 5 баллов,

C_1 — коэффициент килеватости днища, определяемый по формуле:

$$C_1 = 1 - 0,7 \cos \frac{\beta}{2},$$

где β — угол килеватости днища в сечении приложения равнодействующей удара; $a = 0,178 G^{0,25}$, причем G — полный вес самолета в кг; иными словами, $a = 0,178 \sqrt[4]{G}$;

V_L — посадочная скорость в м/сек.

Для получения разрушающей перегрузки „безопасная“ перегрузка умножается на коэффициент безопасности, принимаемый равным 1,55 — 1,65 для поплавкового шасси и 1,8 для остального самолета или лодки.

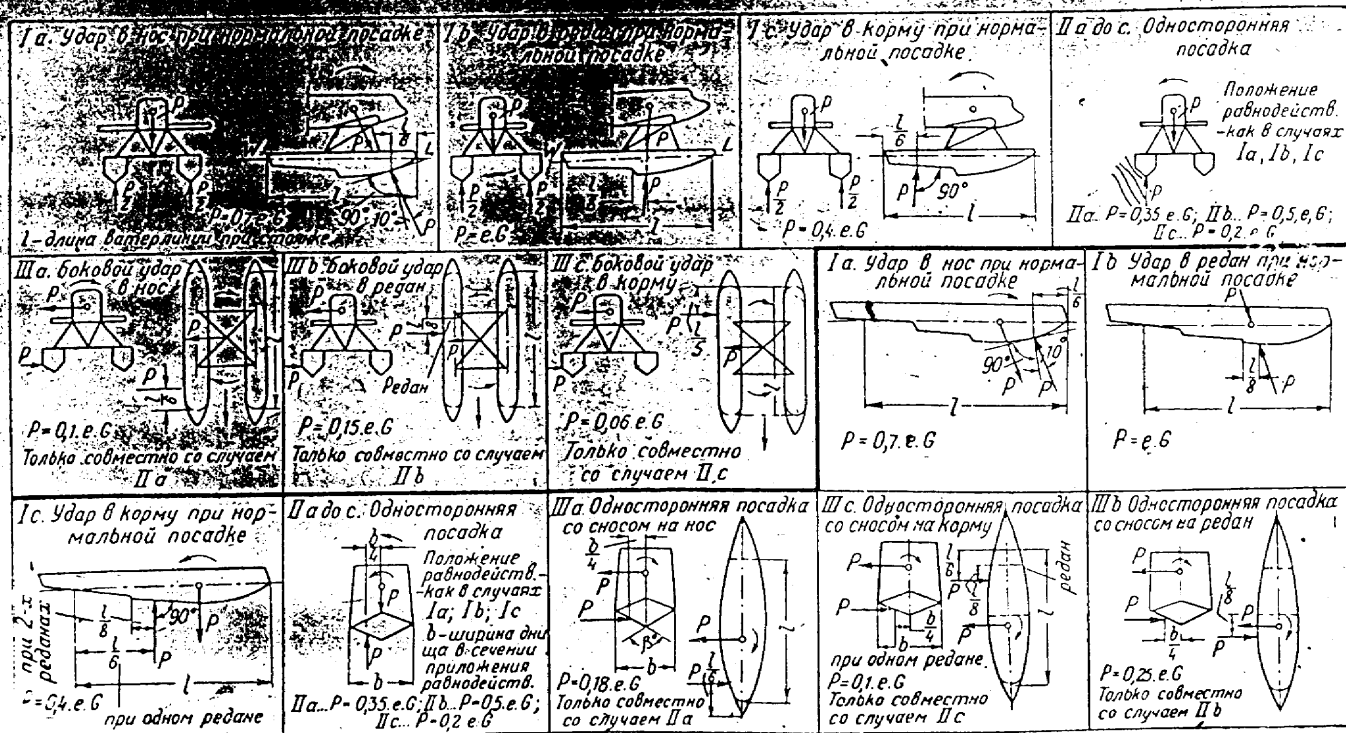
Случаи нагружения и „безопасные“ величины равнодействующих удара в различных случаях ясны из фиг. 463.

Части, которые относятся как к поплавковому шасси, так и к крыльям, рассчитываются на наибольшие усилия, которые могут получиться в полете или при посадке.

Наибольшее давление на дно для расчета местной прочности редана получается из увеличенной на 50% и распределенной на 20% площади ватерлинии силы удара в редан.

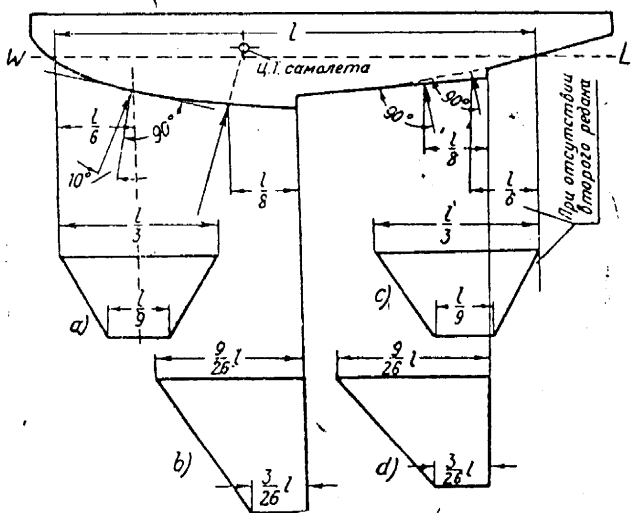
Определение давлений на дно в других точках производят аналогично (подставляя только соответствующую силу удара).

Закон распределения нагрузки по днищу поплавка или лодки. В случае посадки на нос вертикальную составляющую нагрузки распределяют на передней (фиг. 464, а), а в случае посадки на



корму — на задней трети длины поплавок или лодки (фиг. 464,с) (причем под длиной нужно понимать длину по ватерлинии), по равнобедренной трапеции с меньшим основанием, равным $\frac{1}{3}$ большего основания.

В случае посадки на реданы вертикальную составляющую нагрузки распределяют на $\frac{9}{26}$ длины поплавок (лодки); считая от редана по прямоугольной трапеции с меньшим основанием, равным $\frac{1}{3}$ большего, и направляют, при посадке на передний редан, равнодействующую всей нагрузки через ц. т. гидросамолета (фиг. 464,б).



Фиг. 464.

Все элементарные силы давления принимаются в каждом случае параллельными равнодействующей. По ширине днища нагрузка распределяется равномерно.

6. Шасси главных поплавков

Временно рекомендуется пользоваться нормами, указанными на фиг. 463.

в. Шасси подкрыльных поплавков

Коэффициент статической перегрузки:

$$n = f \cdot e \cdot c,$$

где f — коэффициент безопасности, принимаемый равным 1,7,
 e — коэффициент действительной нагрузки (берется по нормам лодки или главных поплавков на соответствующий случай),

c — коэффициент килеватости, равный $1 - 0,7 \cos \frac{\beta}{2}$;

здесь β — угол килеватости для тех сечений днища, к которым приложена равнодействующая сила удара для рассматриваемых случаев; для боковой нагрузки коэффициент c берется равным единице.

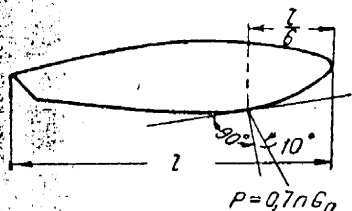
Случаи нагружения

В дальнейшем во всех формулах принято:

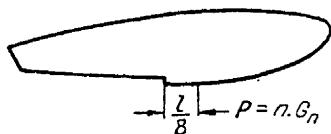
- G_{Π} — полное водоизмещение поплавка в кг,
 L — габаритная длина полавка,
 P — разрушающая нагрузка в кг.

1. Нормальный удар

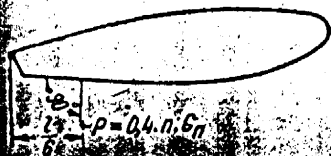
1. Случай G_M . Удар в нос (фиг. 465).
2. Случай E_M . Удар в редан (фиг. 466).



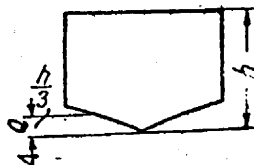
Фиг. 465. Случай G_M . Удар в нос.



Фиг. 466. Случай E_M . Удар в редан.



Фиг. 467. Случай I_M . Удар в корму.



Фиг. 468.

В случае отсутствия редана точка приложения P берется на одной вертикали с центром водоизмещения полавков.

3. Случай I_M . Удар в корму (фиг. 467).

2. Чистый боковой удар

В нижеприведенных случаях положение равнодействующей по длине берется в том же сечении, что и в соответствующих случаях нормального удара. Следует рассматривать два направления нагрузки: слева направо и обратно.

Размер (фиг. 468) берется в сечении приложения силы.

1. Случай F_{MG} . Чистый боковой удар в нос:

$$Q = \pm 0,10 n \cdot G_{\Pi}.$$

2. Случай F_{ME} . Чистый боковой удар в редан:

$$Q = \pm 0,15 n \cdot G_{\Pi}.$$

3. Случай F'_{MY} . Чистый боковой удар в корму:

$$Q = \pm 0,06n \cdot G_{II}.$$

3. Смешанный боковой удар

Рассматривается одновременное действие половины нагрузки случаев нормального удара и полной нагрузки соответствующих случаев чистого бокового удара.

1. Случай F'_{MG} . Смешанный боковой удар в нос:

$$P = 0,35 n \cdot G_{II};$$

$$Q = \pm 0,10 n \cdot G_{II}.$$

2. Случай F'_{ME} . Смешанный боковой удар в редан:

$$P = 0,5 n \cdot G_{II}; \quad Q = \pm 0,15 n \cdot G_{II}.$$

3. Случай F'_{MY} . Смешанный боковой удар в корму:

$$P = 0,2 n \cdot G_{II}; \quad Q = \pm 0,06 n \cdot G_{II}.$$

Примечание. Для несущих поплавков лодочных самолетов во всех вышеприведенных формулах подставляется вместо G_{II} величина $0,5G_{II}$.

г. Сравнение норм прочности лодок

Из сравнения всех вышеперечисленных норм можно сделать следующие выводы. Нормы, применяемые в СССР, наиболее совершенны в смысле широкого охвата возможных случаев загрузки и строгой дифференциации их. Всего рассмотрено девять случаев загрузки — по три для каждого основного случая: посадка на нос, посадка на корму и посадка на редан. У англичан же всего два посадочных случая: посадка на нос и на редан. Этого недостаточно для полного выявления всех элементов конструкции.

Основным недостатком норм Англии и Америки является полное пренебрежение к специфическим случаям и условиям работы лодок. Так, совершенно игнорируется состояние моря, т. е. наличие или отсутствие волн на нем. Это, конечно, неправильно. Величина удара о воду при взволнованном море, конечно, больше, чем при спокойном. Самолет Savoia „S-62“ нормально хорошо садится на спокойное море и на волны до 0,4 м. При волнах же 0,5 м и выше у лодки „S-62 bis“ вышибается днище.

Таким образом при расчете прочности, конечно, необходимо соответствующим коэффициентом учитывать состояние моря. Кроме того, ни одни нормы, кроме русских, не учитывают наличия килеватости на лодке, хотя последнее оказывает существенное влияние на величину посадочного удара. Кто садился на хотя бы слегка взволнованное море на плоскодонной и на килеватой лодке, — тот знает, что в лодках очень большая разница. Посадка на плоскодонной лодке очень чувствуется и экипажем и всем самолетом, в то время как килеватая лодка дает значительно смягченную посадку. Таким образом не учитывать этого

амортизирующего действия килеватого днища — это, значит, сознательно увеличивать нагрузку, что идет, конечно, в запас прочности, но в то же время и утяжеляет конструкцию.

Англичане и американцы совершенно не рассматривают случая односторонней посадки, хотя этот случай вполне реальный, точно так же как для лодок не предусмотрен случай посадки со сносом (т. е. с боковой нагрузкой). Этот случай применяется только для поплавковых машин и для расчета подкрыльных поплавков.

В английских нормах есть прямое указание о необходимости учета инерционных сил как поступательного, так и вращательного движения. В русских нормах прямого указания для лодок нет (это указание дано в общем виде в начале норм, § 1, для всех случаев статически неуравновешенной нагрузки), но во всех случаях расчетов эти инерционные силы учитываются.

Наконец, американцы не дают никаких указаний о распределении давления на днища поплавков. Очевидно, способ распределения, показанный для лодок, должен быть применен и для поплавков.

Таким образом, резюмируя все вышесказанное, нужно признать, что русские нормы являются наиболее ясными и исчерпывающими, но и наиболее тяжелыми.

5. ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВЫБОР СХЕМЫ КОНСТРУКЦИИ ЛОДКИ И ПОДБОР СЕЧЕНИЙ НАБОРА

Для того чтобы можно было рассчитать общую и местную прочность корпуса лодки или поплавка, необходимо иметь чертеж этой лодки, из которого должны быть ясны общие размеры лодки, расположение реданов и шпангоутов, а также хотя бы ориентировочные сечения элементов набора лодки (кили, кильсоны, стрингеры, обшивки и т. п.). Сечениями же набора можно окончательно задаться лишь после выяснения усилий, на них действующих.

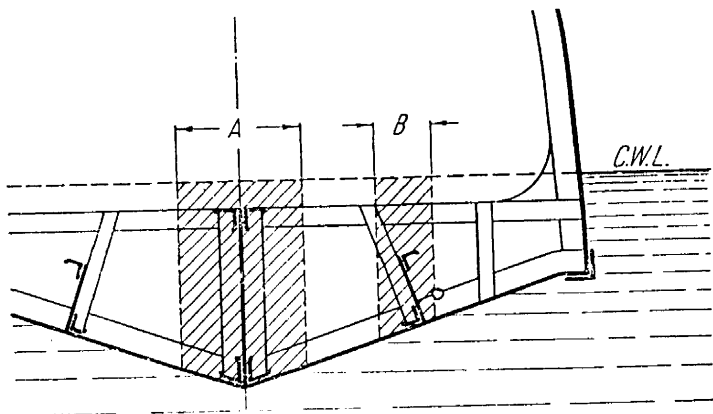
Таким образом практически, чтобы увязать эти противоречия, конструктору, прежде чем передать необходимый материал инженеру-расчетчику, необходимо задаться предварительно какими-то сечениями элементов набора лодки. Можно, конечно, при большом навыке задавать их на-глаз, но для этого необходим, во-первых, навык, а, во-вторых, такая точность вряд ли может быть признана удовлетворительной. Следовательно, задавая сечения, конструктор должен их выбирать с открытыми глазами, т. е. зная, что он выбирает и на что он может рассчитывать.

Это, вообще говоря, очень трудно, так как нужно определять точные размеры сечений стержней, не имея ни нагрузок на корпус лодки в целом и в частях, ни изгибающих моментов. Значит, если такую наметку можно сделать, то только на основании самых ориентировочных соображений и предпосылок.

Конструктор, приступая к проектированию, должен выбрать материал, из которого будет сделана лодка, разбить шпангоуты и т. п. Предполагаем, что к моменту начала проектирования лодки выбор ее основных размеров и ее протаски зафиксированы на бумаге. Остается только определить конструкцию.

Различные типы конструкций лодок и поплавков были приведены в соответствующей главе. Для лодок небольшого тоннажа, в особенности деревянных, часто применяются конструкции с преобладанием поперечного набора. В лодках же среднего и большого тоннажа и, главным образом, в металлических преобладают конструкции, с ярко выраженным продольным набором и смешанные.

Имея точные обводы лодки и выбрав тип конструкции, можно приступить к изготовлению эскизов набора. Сечение профилей набора берем из таблиц, приведенных выше. Задаемся высотой киля и кильсонов и элементами их набора, т. е. кромками, стойками, толщиной вертикального листа и т. п. Для уточнения этого подбора можно про-



Фиг. 469. Нагрузка на киль и кильсоны.

делать элементарные прикидки и расчеты некоторых элементов набора воспользовавшись данными английской практики¹.

Рассмотрим несколько таких элементов (киль, кильсоны и т. п.).

Киль (фиг. 469). При проверке местной прочности элементов лодки киль можно рассматривать между двумя любыми шпангоутами как балку, находящуюся под действием равномерно распределенной нагрузки q :

$$q = \frac{D_1}{l_1},$$

где D_1 — водоизмещение заштрихованного объема шириною A , высотой до грузовой ватерлинии,

l_1 — расстояние между шпангоутами.

Величину A можно принять равной $\sim 250-300$ мм.

Кильсоны и донные стрингеры (фиг. 469). Кильсоны рассматриваются в аналогичных условиях, только ширина B принимается равной ~ 150 мм.

Коэффициент перегрузки в обоих случаях принимается равным 5.

Флоры шпангоутов. Флор шпангоута рассматривается как балка, нагруженная равномерно распределенной нагрузкой q .

¹ A. Gouge, Aircraft Engineering, VIII, 1930.

Выбор опор зависит от типа конструкции шпангоута. Если киль очень жесткий, то флор можно рассматривать как балку с пролетом, равным половине ширины лодки, лежащую на двух опорах, и т. д.:

$$q = \frac{D_1}{l_1},$$

где D_1 — водоизмещение между двумя соседними шпангоутами до грузовой WL ,

l_1 — расстояние между шпангоутами.

Коэффициент перегрузки принимается равным 5.

Скуловые стрингеры выбираются из условий удобства образования водонепроницаемого шва при соединении донной и бортовой обшивок. Размеры скуловых сечений, форма их и способы клепки обшивки совместно со скулами были рассмотрены выше в главе „Конструкция лодок“.

Палубный набор (бимсы, вспомогательные стрингеры и т. п.) может быть ориентировочно определен из условия загрузки палубы людьми при обслуживании моторов и т. п. Нагрузка от человека принимается в 180 кг.

Обшивка может быть подсчитана как пластины, которые опираются о контуры, образуемые шпангоутами и стрингерами. Величины нагрузки на днище указаны в нормах прочности. Местную нагрузку на обшивку палубы (при загрузке людьми) можно принять $\sim 20 \text{ кг/см}^2$. Таким образом можно ориентировочно подсчитать, а частью задаться всеми элементами продольного и поперечного наборов. Все эти сечения наносятся на эскизные чертежи конструкции корпуса лодки. На чертежах примерно распределяются изменение толщины обшивки и места стыков¹. Из предварительной центровки известно размещение и распределение трудов.

Полагаем также известными места расположения мотора и крепления крыльев.

По имеющимся сечениям лодки находим центры тяжести этих сечений, следовательно, примерное расположение нейтральной оси (слоя) лодки.

Всего этого материала достаточно, чтобы приступить к окончательному расчету прочности лодки по вышеприведенным нормам прочности. Выше мы приводили примерную схему и последовательность хода расчета. Будем в дальнейшем этой схемы и придерживаться.

6. СХЕМА РАСЧЕТА ЛОДКИ ГИДРОСАМОЛЕТА НА ПРОЧНОСТЬ

Вопросам гидросамолетостроения в мировой авиационной литературе отводится незначительное место. Руководящих статей по вопросам расчета гидросамолетов имеется ограниченное количество. Обычно вся литература по гидросамолетам сводится к описанию их конструкций. Что же касается вопросов расчета прочности лодок, то нужно сказать, что почти никто их не касался, и в литературе имеются лишь незначительные указания на величины нагрузок в тех или иных случаях. Это объясняется отчасти нежеланием зарубежных фирм выдать свои

¹ Кроме того, графа разбивки шпангоутов к этому времени должна быть заполнена и должны быть известны положения узловых шпангоутов.

производственные приемы и навыки из-за конкуренции, а главным образом, еще и тем, что строгой установившейся методики расчета лодок такой, как хотя бы для крыльев, вообще еще не существует.

Ниже приводим схему расчета лодки гидросамолета на прочность из практики работ наших конструкторских бюро, систематизированную и обработанную нами.

Примечание. Так как этот курс преследует несколько иные цели и имеет другое назначение, чем „Курс расчета самолетов на прочность“, то мы схемой расчета ограничиваемся, потому что расчет лодки на все расчетные случаи представляет собой большой и громоздкий труд. Приводить же числовой пример расчета лодки, хотя бы и на один какой-либо случай, это значит сильно урезать рассмотрение конструкций лодок, т. е. иными словами, за счет основного материала. Поэтому мы отказались от этой мысли, и в конце схемы расчета приводим только несколько элементарных примеров расчета отдельных элементов лодок как иллюстративный материал.

а. Исходные данные

1. Длина лодки — L м.
2. Ширина миделевого сечения — B м.
3. Высота лодки в миделевом сечении H м.
4. Расстояние от носа до редана L_1 м.
5. Расстояние между реданами L_{1-2} м.
6. Внутренний угол килеватости β' .
7. Внешний угол килеватости β .
8. Длина ватерлинии (по теоретическому чертежу) l м.
9. Вес самолета в полете G кг.
10. Посадочная скорость $V_{\text{пос}}$ м/сек.

Кроме того, к моменту начала расчета необходимо иметь чертежи лодки, хотя бы эскизного порядка, с разбивкой шпангоутов намеченными сечениями стрингеров, киля, кильсонов, обшивки и т. п. Сечение киля, кильсонов, стрингеров выбираются либо на основе практического опыта конструктора, либо приближенно по нагрузкам, указанным выше в разд. 5 этой главы.

б. Определение нагрузок от внешних сил

Определение величины разрушающих лодку нагрузок производится по „Нормам прочности 1934 г.“, приведенным нами в разд. 3 этой главы (см. также журнал „Техника воздушного флота“ № 9 за 1934 г.).

Коэффициент разрушающей перегрузки по нормам:

$$n = k \cdot b = k \cdot c_0 \cdot c_1 \frac{1 + a}{1 + a + a^2} \cdot V_{\text{пос}}^{1.5}, \quad (1)$$

где k — коэффициент безопасности, равный 1,8 для лодок и 1,55 — 1,65 для поплавков,

c_0 — коэффициент состояния моря, равный 0,055 для волн в 3 балла и 0,072 для волн в 5 баллов.

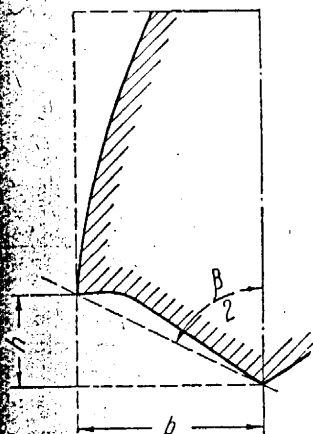
c_1 — коэффициент килеватости днища, равный $1 - 0,7 \cos \frac{\beta}{2}$ (фиг. 470),
 $V_{\text{пос}}$ — посадочная скорость в м/сек,
 $a = 0,178 \sqrt[4]{G}$.

Иными словами, для гидросамолетов береговых (базовых) берут первый коэффициент, а для гидросамолетов „открытого моря“ — второй. В зависимости от заданного состояния моря и погоды можно интерполированием получить промежуточные значения.

Здесь все величины остаются постоянными для всего данного расчета. Величина же c_1 меняет свое значение по длине лодки. Таким образом для каждого расчетного случая будем иметь свое значение c_1 в зависимости от положения точки приложения равнодействующей водяных нагрузок. Поэтому выражение коэффициента перегрузки (1) приводим к виду:

$$n = A \cdot c_1. \quad (2)$$

Для расчета необходимо иметь боковой вид лодки в небольшом масштабе, например в $1/20$ — $1/25$ натуральной величины. На этом чертеже наносим положение грузовой WL и, согласно нормам прочности, отмечаем точки приложения равнодействующих водяных нагрузок при посадках: 1) на нос, 2) на редан и 3) на корму.



Фиг. 471. Определение угла килеватости.

Точки приложения и наклоны равнодействующих указаны в нормах. В точках приложения сил определяем углы килеватости лодки (фиг. 471).

Зная величины b и h для сечений, в которых приложены силы, можем написать:

$$\operatorname{tg} \frac{\beta}{2} = \frac{b}{h}.$$

Отсюда определяем величину $\frac{\beta}{2}$.

Далее по формуле:

$$c_1 = 1 - 0,7 \cos \frac{\beta}{2}. \quad (3)$$

для найденных значений $\frac{\beta}{2}$ в точках при-

ложения сил определяем „коэффициенты килеватости“ лодки c_1 для трех расчетных случаев: 1) посадка на нос c_1' , 2) посадка на редан c_1'' и 3) посадка на корму c_1''' . Подставляя найденные коэффициенты c_1' , c_1'' , c_1''' в формулу (2), получим значения разрушающих перегрузок для различных случаев посадки в зависимости от степени килеватости днища n_1 , n_2 и n_3 . Умножая полученные значения разрушающих перегрузок на вес самолета и на коэффициент, характеризующий данный случай нагруже-

ния, получим разрушающие усилия. Самый расчет производим по форме табл. 47.

Из этой таблицы видно, что внешние усилия в случае односторонней посадки по сравнению с прямой уменьшаются вдвое. В последней графе указаны горизонтальные усилия в случае посадки со сносом. Вертикальные усилия в этом случае одинаковы со случаем простой односторонней посадки.

Далее находим истинные углы наклона равнодействующих по отношению к корпусу лодки по данным норм прочности, а также вертикальные и горизонтальные составляющие внешних усилий (фиг. 472).

Расчет ведем по форме табл. 47а.

Таблица 47

Разрушающие усилия в разных случаях посадки

Случай посадки	Перегрузка $n = Ac_1$	Прямая посадка	Односторонняя посадка	Односторонняя посадка со сносом
На нос . .	$n_1 = Ac_1'$	$P_1 = 0,7 \cdot n_1 \cdot G$	$P_1' = 0,35 \cdot n_1 \cdot G$	$P_{гор} = 0,18 \cdot n_1 \cdot G$
. редан .	$n_2 = Ac_1''$	$P_2 = 1,0 \cdot n_2 \cdot G$	$P_2' = 0,50 \cdot n_2 \cdot G$	$P_{гор} = 0,25 \cdot n_2 \cdot G$
. корму .	$n_3 = Ac_1'''$	$P_3 = 0,4 \cdot n_3 \cdot G$	$P_3' = 0,20 \cdot n_3 \cdot G$	$P_{гор} = 0,10 \cdot n_3 \cdot G$

Таблица 47а

Случай прямой посадки

Случай посадки	φ	$\cos \varphi$	$\sin \varphi$	P	$P_z = P \cdot \cos \varphi$	$P_x = P \cdot \sin \varphi$
На нос	φ_1	$\cos \varphi_1$	$\sin \varphi_1$	P_1	$P_{z_1} = P_1 \cos \varphi_1$	$P_{x_1} = P_1 \sin \varphi_1$
. редан . . .	φ_2	$\cos \varphi_2$	$\sin \varphi_2$	P_2	$P_{z_2} = P_2 \cos \varphi_2$	$P_{x_2} = P_2 \sin \varphi_2$
. корму . .	φ_3	$\cos \varphi_3$	$\sin \varphi_3$	P_3	$P_{z_3} = P_3 \cos \varphi_3$	$P_{x_3} = P_3 \sin \varphi_3$

На фиг. 465 изображен случай прямой посадки на нос. Такие же эскизы составляем для всех случаев прямой посадки. Значения сил P для табл. 47а берем из табл. 47.

P_z — усилия вертикальные, а P_x — горизонтальные.

Принимаем, что силы P_z распределяются по днищу лодки так же, как и силы P_x , т. е. по закону трапеций (см. нормы).

в. Определение элементов трапеций нагрузок. Прямая посадка

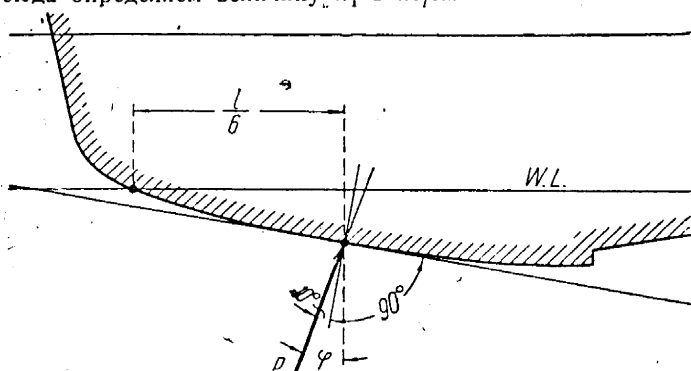
1. Посадка на нос (фиг. 473):

l — длина WL в см;

$$\frac{l}{3} = a_1 \text{ см}; \quad \frac{l}{9} = b_1 \text{ см};$$

$$P_{z_1} = \frac{a_1 + b_1}{2} \cdot h_1.$$

Отсюда определяем величину h_1 в кг/см.

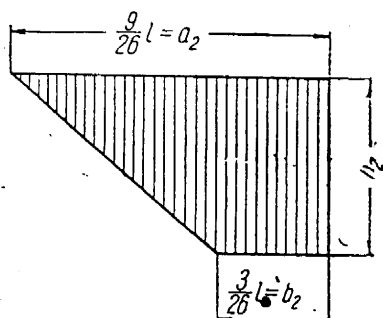


Фиг. 472. Угол наклона равнодействующей.

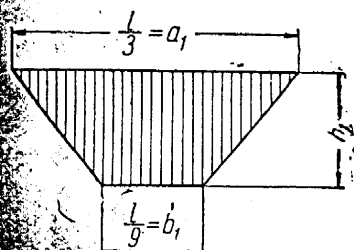
2. Посадка на редан (фиг. 474):

$$\frac{9}{26} l = a_2 \text{ см}; \quad \frac{3}{26} l = b_2 \text{ см};$$

$$P_{z_2} = \frac{a_2 + b_2}{2} \cdot h_2.$$



Фиг. 474. Трапеция нагрузки при посадке на редан.



Фиг. 473. Трапеция нагрузки при посадке на нос.

Отсюда определяем величину h_2 в кг/см.

3. Посадка на корму (фиг. 475) для двухреданной лодки (для однореданной см. „Нормы прочности“):

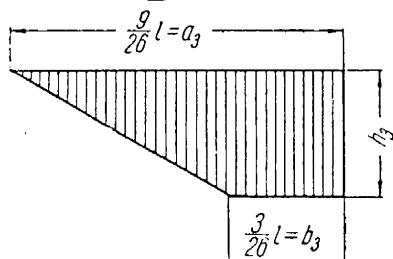
$$\frac{9}{26} l = a_2 \text{ см}; \quad \frac{3}{26} l = b_2 \text{ см};$$

$$P_{z_3} = \frac{a_2 + b_2}{2} \cdot h_3.$$

Отсюда определяем величины h_3 в кг/см.

В случае односторонней посадки высоты h уменьшаются вдвое.

В случае посадки односторонней со сносом закон изменения высот h от вертикальных сил P_z такой же, как и в случае посадки односторонней.



Фиг. 475. Трапеция нагрузки при посадке на корму.

Полагаем, что горизонтальные силы распределяются так же, как и вертикальные.

На основании этого предположения напишем:

1. Посадка на нос:

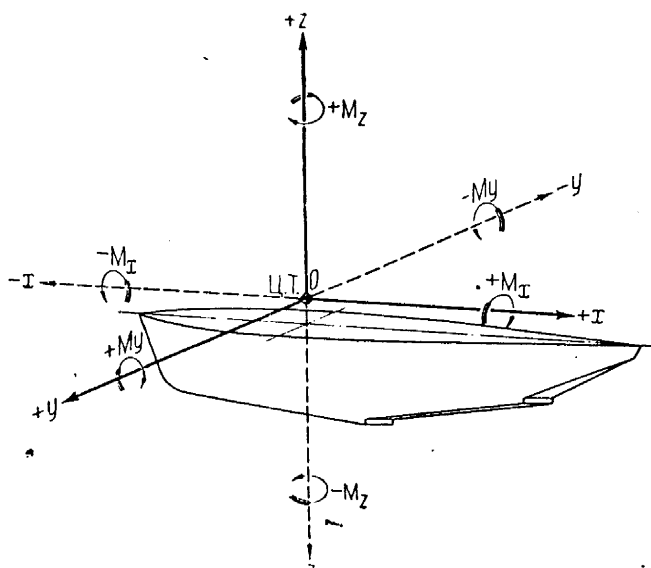
$$h_{1\text{гор}} = h_1 \cdot \frac{P_{1\text{гор}}}{P_{z_1}}.$$

2. Посадка на редан:

$$h_{2\text{гор}} = h_2 \cdot \frac{P_{2\text{гор}}}{P_{z_2}}.$$

3. Посадка на корму:

$$h_{3\text{гор}} = h_3 \cdot \frac{P_{3\text{гор}}}{P_{z_3}}.$$



Фиг. 476. Схема координатных осей.

На боковом виде лодки, на котором мы уже определяли положение равнодействующих, по полученным данным наносим трапеции и эпюры нагрузки для всех случаев посадки, для горизонтальных и вертикальных сил. Таким образом получаем эпюры нагрузок в полном соответствии с нормами (см. фиг. 464).

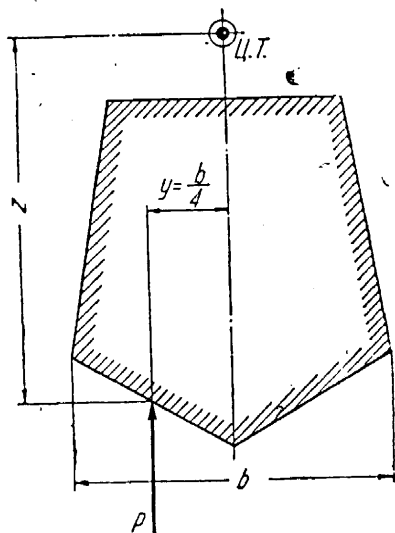
Переходим к определению моментов внешних сил.

Для всех дальнейших рассуждений принимаем одну общую схему определения знаков координат и моментов (фиг. 476). Оси x и y — горизонтальны, ось z — вертикальна. Начало координат — точка O — совпадает по положению с центром тяжести самолета.

Момент внешних сил в случае прямой посадки. Для всех случаев прямой посадки, т. е. для посадки на нос, на редан и на корму, определяем координаты точек приложения равнодействующих. Так как в этом случае силы действуют в плоскости симметрии лодки, координаты $y=0$. Координаты z имеют отрицательное значение во всех трех случаях, а x — отрицательные для посадки на нос и на редан и положительное — для посадки на корму. Значение сил P_x и P_z берем из табл. 47а. В этом случае прямой посадки силы вследствие симметричности своего расположения относительно плоскости симметрии (диаметральной) лодки создают только момент M_y . Моменты M_x и M_z равны нулю. Для случая же „посадки на редан“ и $M_y=0$, так как равнодействующая проходит через ц. т.

Таким образом для всех случаев прямой посадки:

$$\left. \begin{aligned} M_y &= -P_z \cdot x + P_x \cdot z; \\ M_x &= 0; \\ M_z &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (4)$$



Фиг. 477. Расположение сил при односторонней посадке.

Расчет ведем в форме таблиц для всех трех случаев.

Моменты внешних сил в случае односторонней посадки. Расположение сил для этого случая указано на фиг. 477. Силы P и их компоненты P_x и P_z в этом случае приложены по длине лодки в тех же местах, что и в случае прямой посадки, но на расстоянии $y = \frac{b}{4}$ от плоскости симметрии (диаметральной) лодки и имеют величины вдвое меньшие, чем в предыдущем случае. Координаты x точек приложения равнодействующих имеют прежние значения. Координаты y определяются по фиг. 477 так же, как и координаты z ¹. Силы $P_y=0$, так как сила P действует в плоскости, параллельной плоскости симметрии (диаметральной) лодки. В этом случае будем иметь моменты внешних сил относительно всех трех осей, т. е. M_x , M_y и M_z :

¹ Если выбрать случай односторонней посадки на левый борт, то координаты y будут положительными во всех случаях. Координаты z отрицательны во всех случаях.

$$\left. \begin{aligned} M_y &= -P_z \cdot x + P_x \cdot z; \\ M_x &= +P_z \cdot y; \\ M_z &= -P_x \cdot y. \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

Расчет ведем в форме таблиц для всех трех случаев посадки.

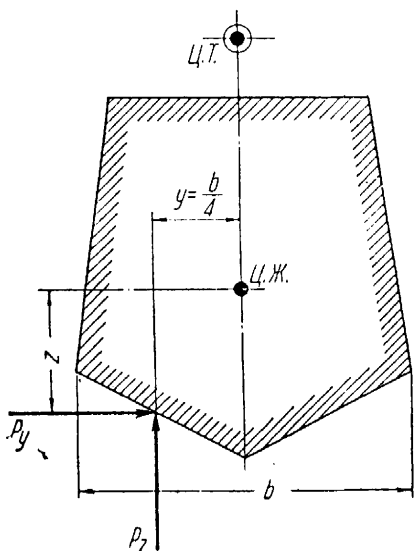
Моменты внешних сил в случае односторонней посадки со сносом. Силы P_x и P_z в этом случае одинаковы с этими же силами в случае односторонней посадки и так же расположены.

Точки приложения горизонтальной силы P_y совпадают с точками приложения равнодействующих во всех случаях посадки. Величины горизонтальных сил P_y берем из табл. 47а. Координаты x точек приложения равнодействующих имеют прежние значения. Координаты y и z определяются по фиг. 478.

Рассматриваем посадку на левый борт, тогда значения y положительны. Координаты z всегда имеют отрицательные значения.

В этом случае имеем моменты относительно всех трех осей, т. е. M_x , M_y и M_z :

$$\left. \begin{aligned} M_x &= +P_z \cdot y - P_y \cdot z; \\ M_y &= -P_z \cdot x + P_x \cdot z; \\ M_z &= -P_x \cdot y + P_y \cdot x. \end{aligned} \right\} \quad (6)$$



Фиг. 478. Расположение сил при посадке со сносом.

Определив величины внешних нагрузок, переходим к определению изгибающих моментов и срезающих сил от водяной нагрузки.

Для этой цели используются эпюры распределения давления на днищах при посадке, определенные выше и нанесенные на боковой вид лодки.

7. ИЗГИБАЮЩИЕ МОМЕНТЫ И СРЕЗЫВАЮЩИЕ СИЛЫ ОТ ВОДЯНОЙ НАГРУЗКИ

а. Прямая посадка

В качестве образца рассмотрим случай посадки на редан.

Рассмотрение случаев посадки на нос и посадки на корму ничем в смысле хода расчета не отличаются от посадки на редан. Эпюра нагрузки на дно лодки при посадке на редан имеет вид, изображенный на фиг. 479. Отдельные элементы трапеции нагрузки были определены выше (фиг. 474). Делим эпюру на шесть отсеков равной ширины, считая, что:

1. Горизонтальные силы распределены по тому же закону, что и вертикальные.

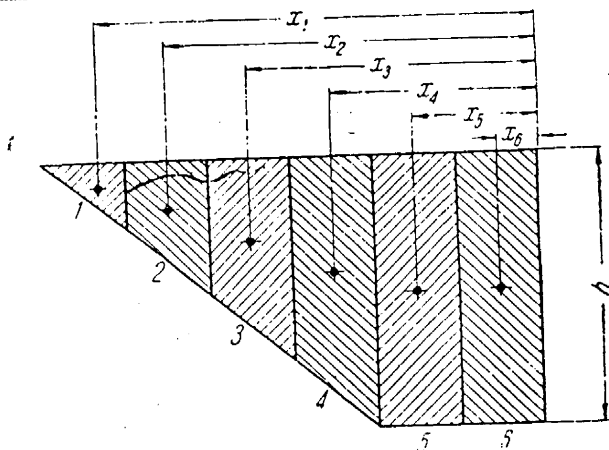
2. Горизонтальные силы пропорциональны вертикальным в соответствующем сечении:

$$Q_{гор} = \frac{Q_z \cdot Q_{гор. \max}}{Q_{z \max}} = a \cdot Q_z, \quad (7)$$

где Q — перерезывающие силы,

$Q_{z \max}$ взято из табл. 47а и равно P_z ,

$Q_{гор. \max}$ взято из табл. 47а и равно P_x .



Фиг. 479. Эпюра нагрузки на редан.

Для каждого отсека эпюры нагрузок определяем элементарную срезающую силу ΔQ_{si} , равную площади этого отсека.

Затем, зная величины плеч $x_1, x_2, x_3 \dots$ и т. д., находим для каждого отсека элементарные моменты ΔM_i :

$$\Delta M_{y1} = \Delta Q_{s1} \cdot x_1. \quad (8)$$

Тогда полный момент для первого отсека будет:

$$M_{y1} = \Delta M_{y1};$$

для второго отсека:

$$M_{y2} = \Delta M_{y1} + \Delta M_{y2} = M_{y1} + \Delta M_{y2};$$

для третьего:

$$M_{y3} = \Delta M_{y1} + \Delta M_{y2} + \Delta M_{y3} = M_{y2} + \Delta M_{y3} \text{ и т. д.}$$

Точно так же:

$$Q_{z1} = \Delta Q_{z1};$$

$$Q_{z2} = \Delta Q_{z1} + \Delta Q_{z2} = Q_{z1} + \Delta Q_{z2};$$

$$Q_{z3} = \Delta Q_{z1} + \Delta Q_{z2} + \Delta Q_{z3} = Q_{z2} + \Delta Q_{z3} \text{ и т. д.}$$

Зная значения Q_{zi} по отсекам, по уравнению (7) находим $Q_{гор}$:

$$Q_{гор1} = a \cdot \Delta Q_{z1},$$

$$Q_{гор2} = a \cdot \Delta Q_{z2},$$

$$Q_{гор3} = a \cdot \Delta Q_{z3} \text{ и т. д.}$$

Отсчитывая расстояния от точек приложения горизонтальных сил на днище до нейтральной оси лодки¹ и умножая их на величины сил, получаем моменты горизонтальных сил:

$$M_{гор1} = Q_{гор1} \cdot Z_1$$

$$M_{гор2} = Q_{гор2} \cdot Z_2 \text{ и т. д.,}$$

Z_1, Z_2 — плечи моментов.

Расчет ведем в форме таблицы.

Повторяем вышеизложенные операции для остальных случаев посадки на нос, на корму. После этого на основании полученных таблиц строятся эпюры изгибающих моментов и срезающих сил.

Переходим к рассмотрению случаев односторонних посадок.

б. Односторонняя посадка

Определение крутящих моментов. Вследствие несимметричного расположения нагрузки получаем момент, скручивающий лодку (фиг. 477):

$$M_{кр} = P \cdot y. \quad (9)$$

Погонные крутящие моменты будут возрастать по тому же закону, что и срезающие силы, если принять, что

$$y = \text{const.}$$

Так как при односторонней посадке силы уменьшаются вдвое против сил при прямой посадке, то можно написать:

$$M_{кр} = 0,5 \cdot Q_z \cdot y. \quad (10)$$

Значения Q_z берем из таблиц срезающих сил случаев прямой посадки.

Для упрощения расчета значение $y_{\max}$ сохраняем постоянным, что идет в запас прочности.

Весь расчет ведется в форме таблиц для всех случаев посадок.

в. Односторонняя посадка со сносом

Определение крутящих моментов. В этом случае к крутящему моменту от вертикальных сил Q_z алгебраически прибавляется еще крутящий момент от горизонтальной силы Q_y . Моменты от сил Q_z сохраняют свою величину из предыдущего случая. Величины горизонтальных сил нами были определены в табл. 47, но в данном случае

¹ Способ определения положения нейтральной оси см. ниже — разд. 10 этой главы.

будет удобно выразить горизонтальные силы несколько иначе, а именно — через величины вертикальных перерезывающих сил. Полагаем, что закон распределения боковых сил такой же, как и вертикальных.

В табл. 47а мы обозначали вертикальные силы следующим образом:

$$P_{zi} = P_i \cos \varphi_i. \quad (11)$$

Для случая посадки на нос мы имели:

$$P_{z1} = P_1 \cdot \cos \varphi_1 = 0,7 \cdot n_1 G \cdot \cos \varphi_1. \quad (12)$$

Отсюда

$$n_1 G = \frac{P_{z1}}{0,7 \cdot \cos \varphi_1}. \quad (12')$$

Но для случая односторонней посадки на нос со сносом

$$P_{гор} = 0,18 n_1 \cdot G. \quad (13)$$

Подставляя значение $n_1 G$ из уравнения (12), получаем:

$$P_{гор} = 0,18 \cdot n_1 G = \frac{0,18}{0,7 \cdot \cos \varphi_1} \cdot P_{z1} = k_1 \cdot P_{z1}. \quad (13')$$

Таким образом горизонтальные боковые силы $P_{гор}$ в случае односторонней посадки со сносом связаны с вертикальными силами, в случае прямой посадки с коэффициентами k , которые имеют следующие значения — посадка на нос со сносом:

$$k_1 = \frac{0,18}{0,7 \cdot \cos \varphi_1}; \quad (14)$$

посадка на редан со сносом:

$$k_2 = \frac{0,25}{\cos \varphi_2}; \quad (15)$$

посадка на корму со сносом:

$$k_3 = \frac{0,10}{0,4 \cdot \cos \varphi_3}. \quad (16)$$

В п. а разд. 7 мы рассматривали случай прямой посадки (посадка на редан). Мы составили таблицу вертикальных перерезывающих сил Q_z . Связь между горизонтальными боковыми силами и вертикальными по формуле (13') может быть выражена следующим образом:

$$Q_{yi} = k_i \cdot Q_{zi}. \quad (17)$$

Зная величины горизонтальных боковых сил, легко определить моменты, скручивающие лодку. Для этого необходимо для каждого сечения составить произведение из силы Q_y на плечо Z от точки приложения силы (см. фиг. 478) до центра жесткости данного сечения¹.

В тонкостенных замкнутых сечениях (каковыми являются лодки гидросамолетов) центр жесткости определяется как точка приложения равнодействующей усилий от касательных напряжений, возникающих в данном сечении при кручении.

¹ Под центром жесткости понимают точку в сечении, соответствующую условной оси, относительно которой происходит кручение.

Вопрос нахождения центра жесткости замкнутых сечений произвольной формы очень сложен. Подробная теория кручения цилиндров контурного сечения, а также способов нахождения центра жесткости дана в статьях В. Н. Беляева (см. журн. „ТВФ“ № 7 за 1932 г. и № 5 за 1935 г.) и в книге проф. С. В. Серенсена „Основы технической теории упругости“ (изд. Научно-технического издательства Украины, 1934 г., Киев).

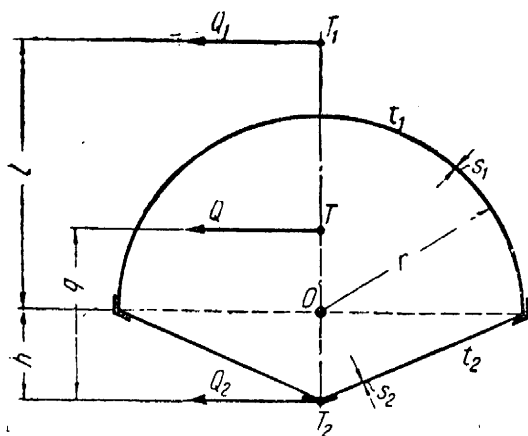
В качестве примера рассмотрим случай нахождения центра жесткости поплавка, приведенный в упомянутой работе проф. Серенсена.

Дано сечение поплавка, имеющее форму, показанную на фиг. 479а.

Нужно найти центр жесткости этого сечения, т. е. ту точку, к которой должна быть приложена равнодействующая боковых давлений воды,

чтобы корпус поплавка не закручивался. Для этого находим отдельно горизонтальные равнодействующие касательных сил для верхней и нижней частей сечения. Размеры сечения приведены на чертеже, толщина стенки сравнительно с другими размерами незначительна.

В верхней части, имеющей толщину s_1 , действуют напряжения τ_1 , а в нижней, имеющей толщину s_2 — напряжения τ_2 . Эти напряжения при кручении, постоянны вдоль соответственных



Фиг. 479а. Нахождение центра жесткости поплавка.

частей сечения; это следует из гидродинамического представления о распределении касательных напряжений при кручении. Условия равенства деформаций сдвига обеих частей сечения дают между этими напряжениями такую зависимость:

$$\frac{\tau_1 r \pi}{G} = \frac{\tau_2 2 \sqrt{h^2 + r^2}}{G}$$

(поскольку относительный сдвиг в верхней части составляет $\frac{\tau_1}{G}$, а в нижней $\frac{\tau_2}{G}$).

Равнодействующая касательных напряжений верхней части сечения составляет:

$$Q_1 = \tau_1 \cdot 2rs_1 \quad (17')$$

(произведение напряжения на проекцию плоскости на горизонтальное направление).

Равнодействующая касательных напряжений нижней части сечения составляет:

$$Q_2 = \tau_2 \cdot 2rs_2 = \tau_1 \cdot \frac{r^2 \pi}{\sqrt{h^2 + r^2}} \cdot s_2. \quad (17'')$$

Равнодействующая усилий нижней части сечения находится в точке T_2 на пересечении равнодействующих касательных напряжений в наклонных стенках дна.

Для верхней части сечения составляем уравнение моментов относительно точки O .

Равнодействующая касательных напряжений Q_1 приложена на расстоянии l от точки O .

Равновесие моментов напишется так:

$$Q_1 l = l \cdot 2rs_1 \tau_1 = \pi r^2 s_1 \tau_1$$

(так как $Q_1 = 2rs_1 \tau_1$, а момент касательных напряжений составит $\pi r s_1 \tau_1 \cdot r = \pi r^2 s_1 \tau_1$), откуда

$$l = \frac{\pi}{2} \cdot r.$$

Центр кручения (т. е. центр жесткости) всего сечения T , в котором приложена общая равнодействующая касательных напряжений $Q = Q_1 + Q_2$, находится из условия равновесия моментов относительно точки T_2 :

$$q(Q_1 + Q_2) = Q_1 \left(h + \frac{\pi \cdot r}{2} \right),$$

откуда, используя зависимость (17') и (17''), имеем:

$$q = \frac{Q_1 \left(h + \frac{\pi}{2} \cdot r \right)}{Q_1 + Q_2} = \frac{h + \frac{\pi}{2} \cdot r}{1 + \frac{s_2}{s_1} \cdot \frac{r \cdot \pi}{2 \sqrt{h^2 + r^2}}}.$$

Величина q есть ордината центра жесткости всего сечения.

Полагая $z = \text{const}$ и, беря значения Q_{yi} для каждого отсека трапеции нагрузки для всех случаев посадки, можем для каждого отсека написать:

$$-Q_{yi} \cdot z = -k_{i2} \cdot Q_{yi} \cdot z. \quad (18)$$

Из предыдущего расчета (п. 6 разд. 7) скручивающих моментов в случае односторонней посадки берем значение этих моментов:

$$M_{кр i} = 0,5 \cdot Q_{yi} \cdot y. \quad (19)$$

Суммированием получаем общий крутящий момент:

$$M_{кр} = -Q_y \cdot z + 0,5 \cdot Q_z \cdot y \quad (19)$$

для всех отсеков и для всех случаев посадки.

Расчет ведем в форме таблиц.

г. Определение изгибающих моментов и срезающих сил от водяной нагрузки при посадке со сносом

В случае односторонней посадки изгибающие моменты и срезающие силы действуют по той же схеме, что и в случае прямой посадки, но величины их вдвое меньше. Кроме того, действует крутящий момент от силы Q_z на плече y .

В случае односторонней посадки со сносом к моментам и силам односторонней посадки добавляются еще от горизонтальной силы изгибающий момент, срезающие силы и крутящий момент, который был определен выше.

Будем считать, что нагрузки от боковых сил распределяются по тем же законам, что и от вертикальных сил.

Таким образом нам остается определить только изгибающие моменты от боковой силы и сдвигающие силы.

Из п. а разд. 7 берем значения Q_z для всех отсеков трапеций во всех случаях посадки и значения $M_{из. y}$ для тех же случаев. Тогда искомые моменты горизонтальных сил будут:

$$M_{из. гор} = k M_{из. y}, \quad (20)$$

где k определяется по формулам (14), (15) и (16).

Срезающие силы Q_y определяем по уравнению (17).

Расчет ведем в форме таблиц.

8. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ИНЕРЦИОННЫХ СИЛ И ИХ МОМЕНТОВ

а. Вывод основных формул для расчета инерционных сил, действующих на самолет при посадке

Материальная система, изображенная на фиг. 480, имеет скорости поступательного и вращательного движения, равные нулю, и получает угловое ускорение с компонентами ω_x' , ω_y' и ω_z' и поступательное с компонентами j_x , j_y и j_z (таким образом рассматриваем самый начальный момент перехода из состояния покоя в состояние движения).

Рассмотрим действие инерционных сил на точку M , имеющую массу m . Составим уравнения проекций инерционных сил и моментов относительно осей координат.

1. Проекция инерционных сил поступательного движения:

$$\left. \begin{aligned} P_x &= -m \cdot j_x, \\ P_y &= -m \cdot j_y, \\ P_z &= -m \cdot j_z. \end{aligned} \right\} \quad (21)$$

2. Проекция инерционных сил вращательного движения.

Рассмотрим отдельно три положения:

а) вращение относительно оси Oz ,

б) вращение относительно оси Ox ,

в) вращение относительно оси Oy .

Случай а. показан на фиг. 480. Вращение происходит в плоскости xOy относительно оси Oz .

Проекция на ось Oz равна нулю, т. е.

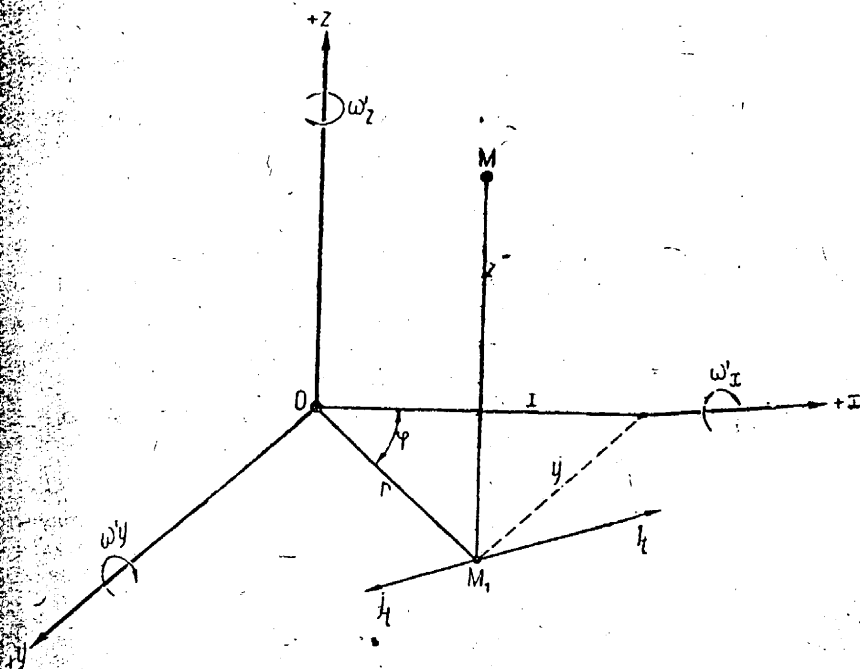
$$P_z = 0. \quad (22)$$

На точку M действует только тангенциальная сила инерции, так как нормальная равна нулю, что следует из первоначальных условий.

Для тангенциальной силы инерции имеем выражение:

$$I_t = m \cdot r \cdot \omega'. \quad (23)$$

Здесь r — расстояние от точки M до оси вращения.



Фиг. 480. Материальная точка под действием инерционных сил.

Пусть положение проекции точки M на плоскость xy характеризуется углом φ . Тогда, проектируя r на оси x и y , получаем:

$$\left. \begin{aligned} x &= r \cdot \cos \varphi, \\ y &= r \cdot \sin \varphi. \end{aligned} \right\} \quad (24)$$

Проектируем на координатные оси x и y силу инерции I_t :

$$\left. \begin{aligned} P_x &= +I_t \sin \varphi = +m \cdot r \omega_s' \cdot \sin \varphi = +m \cdot y \cdot \omega_s'; \\ P_y &= I_t \cos \varphi = -m \cdot r \omega_s' \cdot \cos \varphi = -m \cdot x \cdot \omega_s'; \\ P_z &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (25)$$

Случай б. Вращение происходит в плоскости yOz относительно оси Ox . Рассуждая так же, получаем:

$$\left. \begin{aligned} P_x &= 0, \\ P_y &= +m \cdot z \cdot \omega_x', \\ P_z &= -m \cdot y \cdot \omega_x'. \end{aligned} \right\} \quad (26)$$

Случай в. Вращение происходит в плоскости xOz относительно оси Oy . По предыдущему имеем:

$$\left. \begin{aligned} P_x &= -m \cdot z \cdot \omega_y', \\ P_y &= 0, \\ P_z &= +m \cdot x \cdot \omega_y'. \end{aligned} \right\} \quad (27)$$

Суммируя одноименные проекции, определяемые по уравнениям (21), (25), (26) и (27), окончательно имеем:

$$\left. \begin{aligned} P_x &= -m \cdot j_x + m \cdot y \cdot \omega_z' - m \cdot z \cdot \omega_y' = m(-j_x + y \cdot \omega_z' - z \cdot \omega_y'), \\ P_y &= -m \cdot j_y + m \cdot z \cdot \omega_x' - m \cdot x \cdot \omega_z' = m(-j_y + z \cdot \omega_x' - x \cdot \omega_z'), \\ P_z &= -m \cdot j_z + m \cdot x \cdot \omega_y' - m \cdot y \cdot \omega_x' = m(-j_z + x \cdot \omega_y' - y \cdot \omega_x'). \end{aligned} \right\} \quad (28)$$

Называя составляющие моментов по осям символами M_{ox} , M_{oy} и M_{oz} на основании известных уравнений динамики, можем написать:

$$\left. \begin{aligned} M_{ox} &= y \cdot P_z - z \cdot P_y = \\ &= m(-y \cdot j_z + x \cdot y \cdot \omega_z' - y^2 \omega_z' + z \cdot j_y - z^2 \cdot \omega_x' + xz \cdot \omega_z'); \\ M_{oy} &= z \cdot P_x - x \cdot P_z = \\ &= m(-z \cdot j_x + y \cdot z \cdot \omega_z' - z^2 \cdot \omega_y' + x \cdot j_z - x^2 \cdot \omega_y' + xy \cdot \omega_z'); \\ M_{oz} &= x \cdot P_y - y \cdot P_x = \\ &= m(-x \cdot j_y + x \cdot z \cdot \omega_x' - x^2 \cdot \omega_z' + y \cdot j_x - y^2 \cdot \omega_z' + yz \cdot \omega_x'). \end{aligned} \right\} \quad (29)$$

Переходя от одной материальной точки к системе, состоящей из произвольного числа материальных точек, уравнения (28) и (29) перепишем так:

$$\left. \begin{aligned} \Sigma P_x &= -j_x \Sigma m + \omega_z' \Sigma my - \omega_y' \cdot \Sigma mz; \\ \Sigma P_y &= -j_y \Sigma m + \omega_x' \Sigma mz - \omega_z' \cdot \Sigma mx; \\ \Sigma P_z &= -j_z \Sigma m + \omega_y' \Sigma mx - \omega_x' \cdot \Sigma my. \end{aligned} \right\} \quad (30)$$

Уравнения моментов (29) примут вид:

$$\left. \begin{aligned} \Sigma M_{ox} &= -j_z \Sigma my + j_y \Sigma mz + \omega_y' \Sigma mxy + \\ &\quad + \omega_z' \Sigma mxz - \omega_x' \Sigma m(y^2 + z^2); \\ \Sigma M_{oy} &= -j_x \Sigma mz + j_z \Sigma mx + \omega_z' \Sigma myz + \\ &\quad + \omega_x' \Sigma mxy - \omega_y' \Sigma m(x^2 + z^2); \\ \Sigma M_{oz} &= -j_y \Sigma mx + j_x \Sigma my + \omega_x' \Sigma mxz + \\ &\quad + \omega_y' \Sigma myz - \omega_z' \Sigma m(x^2 + y^2). \end{aligned} \right\} \quad (31)$$

Введем следующие обозначения:

$\Sigma m = M$ — масса всего тела;

$\Sigma mx = S_x$ — статический момент относительно плоскости yOz ;

$\Sigma my = S_y$ — статический момент относительно плоскости xOz ;

$\Sigma m z = S_x$ — статический момент относительно плоскости xOy ;
 $\Sigma m y z = I_{yz}$ — центробежный момент инерции;
 $\Sigma m x z = I_{xz}$ — центробежный момент инерции;
 $\Sigma m x y = I_{xy}$ — центробежный момент инерции;
 $\Sigma m x^2 = I'_{yx}$ — момент инерции относительно плоскости yOz ;
 $\Sigma m y^2 = I'_{xs}$ — момент инерции относительно плоскости xOz ;
 $\Sigma m z^2 = I'_{xy}$ — момент инерции относительно плоскости xOz ;
 $\Sigma m (y^2 + z^2) = \Sigma m y^2 + \Sigma m z^2 = I'_{xs} + I'_{xy} = I_x$ — экваториальный момент инерции относительно оси X ;
 $\Sigma m (x^2 + z^2) = \Sigma m x^2 + \Sigma m z^2 = I'_{yz} + I'_{xy} = I_y$ — экваториальный момент инерции относительно оси Y ;
 $\Sigma m (x^2 + y^2) = \Sigma m x^2 + \Sigma m y^2 = I'_{ys} + I'_{xs} = I_z$ — экваториальный момент инерции относительно оси z .

Подставляя принятые обозначения в уравнения (30) и (31), получим:

$$\left. \begin{aligned} \Sigma P_x &= -j_x \cdot M + \omega'_x \cdot S_y - \omega'_y \cdot S_z; \\ \Sigma P_y &= -j_y \cdot M + \omega'_y \cdot S_x - \omega'_x \cdot S_z; \\ \Sigma P_z &= -j_z \cdot M + \omega'_z \cdot S_x - \omega'_x \cdot S_y. \end{aligned} \right\} \quad (32)$$

$$\left. \begin{aligned} \Sigma M_{ox} &= -j_x \cdot S_y + j_y \cdot S_z + \omega'_y \cdot I_{xy} + \omega'_z \cdot I_{xz} - \omega'_x \cdot I_x; \\ \Sigma M_{oy} &= -j_y \cdot S_x + j_z \cdot S_x + \omega'_x \cdot I_{yz} + \omega'_z \cdot I_{xy} - \omega'_y \cdot I_y; \\ \Sigma M_{oz} &= -j_z \cdot S_x + j_x \cdot S_y + \omega'_x \cdot I_{xz} + \omega'_y \cdot I_{yz} - \omega'_z \cdot I_z. \end{aligned} \right\} \quad (33)$$

Если начало координат находится в ц. т. системы zOx и является плоскостью симметрии, то:

$$\left. \begin{aligned} S_x &= S_y = S_z = 0, \\ I_{xy} &= I_{yz} = 0. \end{aligned} \right\} \quad (34)$$

Тогда:

$$\left. \begin{aligned} \Sigma P_x &= -j_x \cdot M; \\ \Sigma P_y &= -j_y \cdot M; \\ \Sigma P_z &= -j_z \cdot M. \end{aligned} \right\} \quad (35)$$

$$\left. \begin{aligned} \Sigma M_{ox} &= \omega'_x \cdot I_{xz} - \omega'_z \cdot I_x; \\ \Sigma M_{oy} &= -\omega'_y \cdot I_y; \\ \Sigma M_{oz} &= \omega'_x \cdot I_{xz} - \omega'_z \cdot I_z. \end{aligned} \right\} \quad (36)$$

Обозначая внешние силы и их моменты, действующие на наше материальное тело, через Q_x , Q_y и Q_z и M_x , M_y и M_z , на основании "начала д'Аламбера" можем написать;

$$\left. \begin{aligned} Q_x - j_x \cdot M &= 0; \\ Q_y - j_y \cdot M &= 0; \\ Q_z - j_z \cdot M &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (37)$$

Моменты инерции относительно плоскости не имеют специального установленного обозначения. В отличие от центробежных моментов инерции мы к ним добавляем значок, а индексы пишем так, чтобы определить плоскость.

То же для моментов:

$$\left. \begin{aligned} M_x - \omega_x' \cdot I_x + \omega_z' \cdot I_{xz} &= 0; \\ M_y - \omega_y' \cdot I_y &= 0; \\ M_z - \omega_z' \cdot I_z + \omega_x' \cdot I_{xz} &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (38)$$

Из уравнений (37) и (38) получаем:

1. Поступательные ускорения:

$$\left. \begin{aligned} j_x &= \frac{Q_x}{M}; \\ j_y &= \frac{Q_y}{M}; \\ j_z &= \frac{Q_z}{M}. \end{aligned} \right\} \quad (39)$$

2. Вращательные ускорения:

$$\left. \begin{aligned} \omega_x' &= \frac{M_x + \omega_z' \cdot I_{xz}}{I_x}; \\ \omega_y' &= \frac{M_y}{I_y}; \\ \omega_z' &= \frac{M_z \cdot I_x + M_x \cdot I_{xz}}{I_z \cdot I_x - I_{xz}^2}. \end{aligned} \right\} \quad (40)$$

6. Определение изгибающих моментов и перерезывающих сил от инерционных сил

Подсчет поступательных ускорений. При посадке гидро самолета вследствие внецентренного приложения нагрузки развиваются инерционные силы от поступательного и вращательного вокруг центра тяжести движений.

Поступательные ускорения вдоль осей координат вычисляются по формулам (39):

$$j_x = \frac{Q_x}{M}; \quad j_y = \frac{Q_y}{M}; \quad j_z = \frac{Q_z}{M}. \quad (39)$$

Здесь Q_x, Q_y, Q_z — составляющие внешних сил вдоль осей координат из табл. 47а и 47, а M — масса всего самолета:

$$M = \frac{G}{g}.$$

Составляем три таблицы: 1) для прямой посадки, 2) для односторонней и 3) для посадки со сносом — для всех случаев посадки: на нос, на редан и на корму.

Иногда в целях упрощения расчета отказываются от определения поступательных ускорений, а силы инерции поступательного движения определяют проще:

$$P_i = n \cdot G,$$

где P_i — сила инерции,

G — вес груза,

n — перегрузка.

В самом деле:

$$P_i = j \cdot M = j \cdot \frac{G}{g} = \frac{j}{g} \cdot G,$$

$$\frac{j}{g} = n.$$

Отсюда

$$P_i = n \cdot G.$$

Но так как большинство заводских расчетов выполнено иначе, принимаем излагаемый ниже метод.

Подсчет угловых ускорений. Так как к тому моменту, когда можно приступить к расчету лодки гидросамолета на прочность, эскизный и даже предварительный проекты гидросамолета должны быть уже закончены, мы будем считать, что налицо имеется законченная центровка самолета (теоретическая) и определены моменты инерции всего самолета относительно осей, проходящих через ц. т.

Таким образом полагаем известными:

$\left. \begin{matrix} I_x \\ I_y \\ I_{xz} \end{matrix} \right\}$ Экваториальные моменты инерции относительно соответствующих осей,
 I_{xz} — центробежный момент инерции.

Тогда угловые ускорения по соответствующим осям определяются из уравнений (40):

$$\left. \begin{aligned} \omega_x' &= \frac{M_x + \omega_y' \cdot I_{xy}}{I_x}; \\ \omega_y' &= \frac{M_y}{I_y}; \\ \omega_z' &= \frac{M_z \cdot I_x + M_x \cdot I_{xz}}{I_y \cdot I_x - I_{xy}^2}. \end{aligned} \right\} \quad (40)$$

В этой системе уравнений нам известны все необходимые величины: моменты внешних сил и моменты инерции.

Составляем таблицы значений ω' для разных посадок.

1. Прямая посадка (в этом случае имеем только вращательное ускорение ω_y' , а $\omega_x' = \omega_z' = 0$; кроме того, в случае „посадки на редан“ $\omega_y' = 0$, так как моменты внешних сил в этом случае отсутствуют).

2. Односторонняя посадка.

3. Односторонняя со сносом для всех случаев каждой посадки.

Кроме того, необходимо учесть воздействие на лодку инерционных сил, возникающих при посадке от крыла и мотоустановок.

Расчет этих сил ведется следующим образом. Разбиваем веса мотоустановок и крыльев на отдельные агрегаты:

- | | | |
|---------------------|--------------|------------------------------|
| 1. Мотоустановки. | ... (n-1)-ый | отсек крыла. |
| 2. Моторы + капоты. | ... n-ый | отсек крыла. |
| 3. Радиаторы. | ... | Баки в крыле и т. д. |
| Маслобаки. | ... | Подкрыльные поплавки и т. д. |
| Винты и т. д. | | |

Для каждой из этих групп подсчитываем ее вес, массу, и, кроме того, определяем координаты x, y, z , от общего начала координат (ц. т. самолета) до ц. т. каждого агрегата.

Затем определяем значения собственных моментов инерции всех этих отдельных агрегатов относительно соответствующих осей, проходящих через их центры тяжести, т. е. i_x, i_y и i_z .

Все подсчеты сподим в табл. 48.

В этой таблице, как было уже оговорено i_x, i_y и i_z представляют собою собственные моменты инерции агрегатов. Но, как известно,

$$\begin{aligned} i_x &= i'_{xx} + i'_{yy}, \\ i_y &= i'_{yy} + i'_{xx}, \\ i_z &= i'_{yz} + i'_{xz}. \end{aligned} \quad (41)$$

Здесь i'_{xx}, i'_{xy} и т. д. — моменты инерции каждого из агрегатов (табл. 48) относительно координатных плоскостей, ограниченных осями, вошедшими в сложный (двойной) индекс при моментах (см. условные обозначения, следующие за формулами 31).

Решая систему уравнений (41), определяем i'_{xy}, i'_{xz} и i'_{yz} .

На основании тех же обозначений имеем:

$$\left. \begin{aligned} \Sigma mx^2 &= I'_{yy}; \\ \Sigma my^2 &= I'_{xx}; \\ \Sigma mz^2 &= I'_{zz}; \\ \Sigma mx &= S_x; \\ \Sigma mz &= S_z; \\ \Sigma mxz &= I'_{xz}; \\ \Sigma m &= M. \end{aligned} \right\} \quad (41)$$

Окончательно получаем:

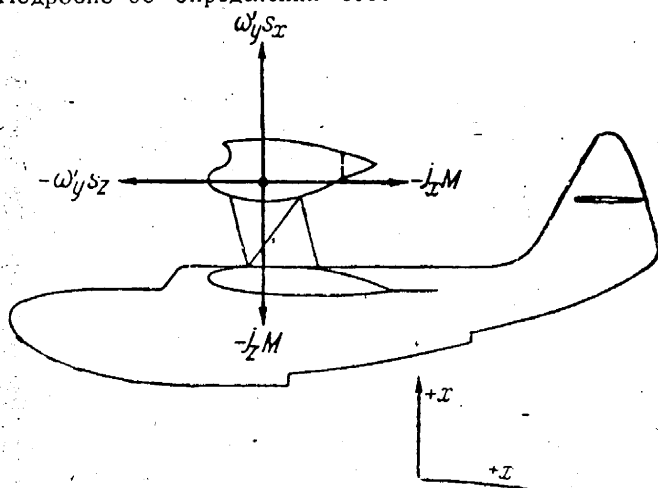
$$\left. \begin{aligned} I'_{yz} &= I'_{yz} + i'_{yz}; \\ I'_{xz} &= I'_{xz} + i'_{xz}; \\ I'_{xy} &= I'_{xy} + i'_{xy}. \end{aligned} \right\} \quad (42)$$

Для определения собственных моментов инерции отдельных агрегатов заменяем их подходящими простыми геометрическими фигурами тех же габаритов (например, моторный кок с капотом и мотором можн

№ по пор.	Наименование агрегата	$P, \text{ кг}$	m	x	y	z
1	Мотоустановка					
2	Мотор					
3	Капот и т. д.					
		ΣP	Σm			

заменить либо цилиндром, либо усеченным конусом, либо параллелепипедом в зависимости от конфигурации кока). В случае несовпадения ц. т. такого агрегата с ц. т. геометрической фигуры, его заменяющей, следует учесть это обстоятельство обычным методом переноса осей, параллельно старой и т. д.

Величины i'_{xz} , i'_{yz} и i'_{xy} , вообще говоря, невелики по сравнению с i'_{xx} , i'_{yy} и i'_{zz} (исключение составляет i'_{yy} , который иногда перекрывает величину i'_{yz} вследствие близости расположения в. м. г. к центру тяжести самолета); но так как трудно заранее учесть степень погрешности от игнорирования этих моментов инерции, то следует их учитывать, хотя определение их представляет собой сложную и кропотливую работу. Подробно об определении собственных моментов инерции и



Фиг. 481. Инерционные силы крыла и в. м. г.

о возможных упрощениях в этой области см. „Труды ЦАГИ“ № 94, инж. Никитюк „Моменты инерции“.

Инерционные силы и моменты их от крыла и в. м. г.
1. Случай нормальной посадки. Подготовив весь необходимый подсоб-
 ный материал, т. е. определив поступательные и вращательные ускоре-

Таблица 48

	mz^2	mx	mz	$m x z$	i_x	i_y	i_z	Примечание
Σm	$\Sigma m z^2$	$\Sigma m x$	$\Sigma m z$	$\Sigma m x z$	Σi_x	Σi_y	Σi_z	

ния, вычислив моменты инерции группы крыла и в. м. г. (фиг. 481), переходим к определению инерционных сил от этих агрегатов. В случае нормальной посадки будем иметь поступательные движения по осям x и z и вращательное относительно оси y .

Иными словами:

$$\left. \begin{aligned} j_x &\neq 0; & \omega_y' &\neq 0; \\ j_z &\neq 0; & \omega_x' &= 0; \\ j_y &= 0; & \omega_z' &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (43)$$

Называя слагающую сил инерции от крыла и в. м. г. по оси z символом Q_z , а по оси x — символом Q_x , на основании уравнений (32) и (33) можем написать:

$$\left. \begin{aligned} Q_x &= -j_x M - \omega_y' S_z; \\ Q_z &= -j_z M + \omega_y' S_x; \\ M_{oy} &= -j_x S_z + j_z S_x - \omega_y' I_y. \end{aligned} \right\} \quad (44)$$

Величины j_x, j_y и j_z берем из таблиц, составленных по уравнениям (39), значение ω_x', ω_y' и ω_z' берем из таблиц, составленных по уравнениям (40), значения M, S_x и S_z берем из табл. 48.

I_y — момент инерции крыла и в. м. г.

Мы можем написать:

$$I_y = I'_{yz} + I'_{xy}.$$

Значения I'_{yz} и I'_{xy} определяются на основании табл. 48 и уравнений (42).

Рассмотрим уравнение моментов из группы уравнений (44):

$$M_{oy} = -j_x S_z + j_z S_x - \omega_y' (I'_{yz} + I'_{xy}). \quad (44')$$

Это — полное уравнение моментов всех инерционных сил относительно оси y . Оно включает в себя уравнение моментов X -ых и Z -ых сил относительно оси y .

Выделим уравнения этих сил отдельно. Назовем:

M_y^x — момент X -ых сил относительно оси y ,

M_y^z — момент Z -ых сил относительно оси y .

Эти моменты могут быть выражены следующим образом:

$$\left. \begin{aligned} M_y^z &= j_z S_x - \omega_y' I'_{yz}; \\ M_y^x &= -j_x S_z - \omega_y' I'_{xy}. \end{aligned} \right\} \quad (45)$$

В системе уравнений (44) и (45) нам известны все величины.

Составляем таблицы значений Q_x, Q_z, M_y^x и M_y^z для всех случаев нормальной посадки.

В случае „посадка на редан“ в системе (43) значение

$$\omega_y' = 0,$$

так как равнодействующая проходит через ц. т. самолета.

Поступательные же ускорения имеются полностью.

Наконец, определим координаты точки приложения инерционных сил:

$$\left. \begin{aligned} x &= \frac{M_y^x}{Q_x}, \\ z &= \frac{M_y^z}{Q_x}. \end{aligned} \right\} \quad (46)$$

2. *Односторонняя посадка и односторонняя посадка со сносом.* В обоих случаях величины Q_x , Q_z и M_y имеют значения, равные половине тех же значений для случая нормальной прямой посадки.

Добавляются лишь значения моментов M_x и M_z для обоих случаев инерционная сила Q_y для случаев односторонней посадки со сносом. Рассмотрим отдельно влияние силы Q_y . Для этого предположим, что действует лишь только одна эта сила Q_y .

В этом случае будем иметь инерционные силы от вращения вокруг осей x и z и от поступательного движения по оси y .

Так как исследуется действие только одной горизонтальной силы, то полагаем, что

$$\left. \begin{aligned} Q_x &= Q_z = 0, \\ M_y &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (47)$$

Кроме того,

$$\left. \begin{aligned} j_x &= 0; \quad \omega_x' \neq 0; \\ j_z &= 0; \quad \omega_z' = 0; \\ j_y &\neq 0; \quad \omega_y' \neq 0. \end{aligned} \right\} \quad (48)$$

На основании систем уравнений (32) и (33) можем написать:

$$\left. \begin{aligned} Q_y &= -j_y M + \omega_x' S_x - \omega_z' S_z; \\ M_x &= j_y S_z - \omega_x' I_x + \omega_z' I_{xz}; \\ M_z &= -j_y S_x - \omega_x' I_z + \omega_z' I_{xz}. \end{aligned} \right\} \quad (49)$$

Все величины в этой системе нам известны.

Кроме того, по предыдущему

$$\left. \begin{aligned} I_x &= I'_{xx} + I'_{xy}; \\ I_z &= I'_{yy} + I'_{xz}. \end{aligned} \right\} \quad (50)$$

Значения I'_{xz} , I'_{ys} и I'_{xy} определяются по табл. 48 и уравнению (42).

Уравнения моментов M_x и M_z из системы (49) заключают в себе уравнение моментов x -ых, y -ых и z -ых сил. Выделим эти уравнения моментов в отдельные выражения.

Имеем:

$$M_x = j_y S_z - \omega_x' (I'_{xz} + I'_{xy}) + \omega_z' \cdot I_{xz}. \quad (49')$$

Применяя предыдущие обозначения, напомним:

момент z -ых сил

момент y -ых сил

$$\left. \begin{aligned} M_x^z &= -\omega_x' I'_{xz}; \\ M_x^y &= j_y S_z - \omega_x' I'_{xy} + \omega_z' \cdot I_{xz}. \end{aligned} \right\} \quad (51)$$

Точно так же:

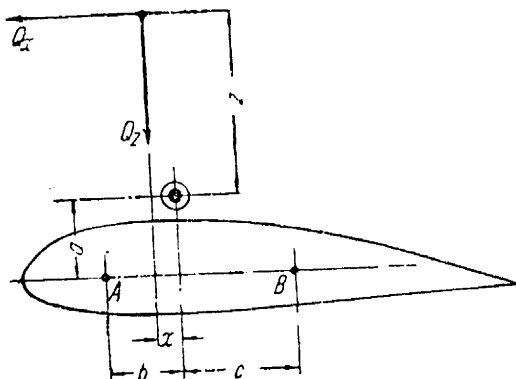
$$M_z = -j_y S_x - \omega_z' (I_{yz}' + I_{xz}') + \omega_x' \cdot I_{xz}' \quad (49'')$$

Выделяем уравнения моментов x -ых и y -ых инерционных сил:
момент x -ых сил

$$M_z^x = -\omega_z' I_{xz}';$$

момент y -ых сил

$$M_z^y = -j_y S_x - \omega_z' I_{yz}' + \omega_x' I_{xz}' \quad (52)$$



Фиг. 482. Распределение сил инерции по узлам при прямой посадке.

В системах (49), (51) и (52) нам известны все величины. Составляем таблицы значений: Q_y , M_z^x , M_z^y , M_x^x и M_x^y для всех случаев односторонней посадки со сносом.

Координаты центра инерционных сил для изолированного случая односторонней посадки со сносом:

$$\left. \begin{aligned} x &= \frac{M_z^y}{Q_y}; \quad y = 0; \\ z &= \frac{M_x^y}{Q_y}. \end{aligned} \right\} \quad (53)$$

в. Распределение инерционных сил от крыла и в. м. г. по узлам крепления крыла на лодке

1. Нормальная посадка. Силы Q_x и Q_z нам известны из таблиц, составленных по уравнениям (44) в п. а этого раздела. Координаты точки приложения сил инерции x и z определены по уравнению (46).

Пусть A и B — узлы крепления крыла в лодке (фиг. 482). Компоненты силы Q_z по узлам A и B выразятся так:

$$\left. \begin{aligned} Q_z^A &= \frac{Q_z(x+c)}{b+c}; \\ Q_z^B &= Q_z - Q_z^A. \end{aligned} \right\} \quad (54)$$

Силу Q_x делим поровну между узлами A и B :

$$Q_x^A = Q_x^B = \frac{Q_x}{2}. \quad (55)$$

Момент силы Q_x относительно узлов AB :

$$M_x^{AB} = Q_x(z+a). \quad (56)$$

Отсюда:

$$\left. \begin{aligned} P &= \frac{M_z^{AB}}{b+c} = \pm P; \\ P_A &= -P; \quad P_B = +P. \end{aligned} \right\} \quad (57)$$

Окончательно вертикальные силы по узлам A и B:

$$\left. \begin{aligned} Z_A &= Q_z^A - P, \\ Z_B &= Q_z^B + P, \end{aligned} \right\} \quad (58)$$

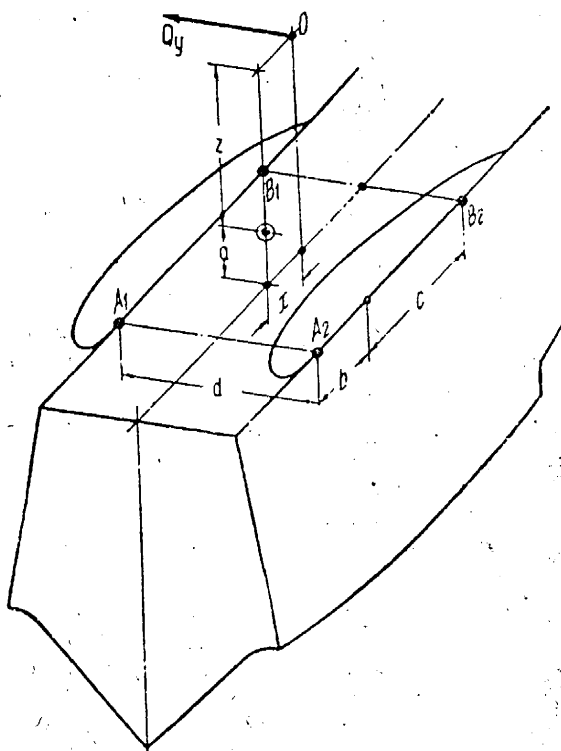
Проделяваем этот расчет для всех случаев прямой посадки и составляем сводную таблицу.

При односторонней посадке значения сил Q_x и Q_z берутся в половинном размере.

2. Односторонняя посадка со сносом. Сила Q , определена выше по уравнению (49), а координаты точки O — по уравнению (53) (фиг. 483).

Сила Q_y распределится по узлам A и B:

$$\left. \begin{aligned} Q_y^A &= \frac{Q_y(c-x)}{b+c}, \\ Q_y^B &= Q_y - Q_y^A. \end{aligned} \right\} \quad (59)$$



Фиг. 483. Распределение сил инерции при посадке со сносом.

Q_y^B и Q_y^A между узлами A и B распределятся поровну:

$$\left. \begin{aligned} Q_y^{A_1} &= Q_y^{A_2} = \frac{Q_y^A}{2}, \\ Q_y^{B_1} &= Q_y^{B_2} = \frac{Q_y^B}{2}. \end{aligned} \right\} \quad (60)$$

Момент силы Q_y относительно узлов AB:

$$M_{Q_y} = Q_y(a+z). \quad (61)$$

Отсюда

$$\left. \begin{aligned} Q_z &= \frac{M_{Q_y}}{2d}, \\ Q_z &= -Q_z^{A_1} = +Q_z^{A_2} = -Q_z^{B_1} = +Q_z^{B_2}. \end{aligned} \right\} \quad (62)$$

Таким же образом распределяется между узлами момент M_x^* (51) и M_z^* (52):

$$Q_z' = -\frac{M_z^*}{2d} \quad (63)$$

Сила Q_z' поровну распределяется между узлами A_1, A_2, B_1 и B_2 . Точно так же

$$Q_x = -\frac{M_x^*}{2d} \quad (64)$$

Сила Q_x поровну распределяется между узлами.

Этот расчет проделываем для всех случаев посадки со сносом. Окончательные усилия в узлах получатся путем сложения вышеполученных сил от боковой силы Q_y с половинными значениями сил от нормальной прямой посадки.

г. Инерционные силы самой лодки

Выше мы учли инерционные силы, возникающие при посадке от крыла и в. м. г.

Теперь определим инерционные силы самого лодочного корпуса как от поступательного, так и от вращательного движения.

Силы инерции лодки раскладываем на два направления: 1) по оси x и 2) по оси z .

Подсчет инерционных
Нормальная

№ по пор.	№ по пентровке	Наименование	Вес P кг	Масса m	x см от ц. т.	z см от ц. т.	$J_x = \text{const}$	$J_z = \text{const}$
1	2	3	4	5	6	7	8	9
1	7	Якорь	P_1					
2	9	Лебедка для якоря	P_2					
3	10	Спасательный пояс	P_3					
4		Приборная доска	P_4					
		Первый отсек лодки	P_5					
5								
6		Аккумулятор	P_6					
7		Управление	P_7					
8		Второй отсек лодки и т. д.	P_8					
			и т. д.					

Из таблиц
по уравнениям (39)

Из таблиц
по уравнениям (40)

Полные Z -ые силы сразу определяем по уравнению:

$$P_z = m (-j_z + \omega_y' \cdot X); \quad (65)$$

X -ые силы инерции — по уравнению:

$$P_x = -m (j_x + \omega_y' \cdot Z). \quad (66)$$

Для определения сил инерции самой лодки разбиваем ее на несколько отсеков: а) передняя носовая часть лодки, в) пилотский отсек, боковой отсек, д) отсек позади крыла и е) хвостовой отсек. Определяем вес каждого отсека, его массу и приблизительное расположение его ц. т. Кроме того, из центровки самолета берем веса и координаты расположения для всех более или менее крупных предметов оборудования.

Расчет ведем в форме табл. 49 (для примера взята носовая часть). Для упрощения расчета можно разбить лодку на ряд отсеков (10—12) и отнести веса оборудования к весу самого отсека, подсчитать инерционные силы для каждого отсека в целом. Но так как в практике заводских расчетов иногда встречается такой подробный расчет, то приводим его полностью.

Такую таблицу для прямой посадки составляем для носовой и кормовой частей лодки. Границей носовой и кормовой частей является передний redan.

Вес носовой части лодки $P_{\text{нос}} = \Sigma P$.

Таблица 49

Части лодки.

Нос

	$\Sigma P_x \text{ кг}$	$P_z \cdot Z$	$\Sigma P_x \cdot Z$	$-j_z$	$\omega_y' \cdot X$	$-j_z + \omega_y' \cdot X$	$P_z \text{ кг}$	$\Sigma P_z \text{ кг}$
12	13	14	15	16	17	18	19	20
P_{x_1} P_{x_2} P_{x_3} P_{x_4} P_{x_5}	P_{x_1} $P_{x_1} + P_{x_2}$ $P_{x_1} + P_{x_2} + P_{x_3}$ $P_{x_1} + P_{x_2} + P_{x_3} + P_{x_4}$ $P_{x_1} + P_{x_2} + P_{x_3} + P_{x_4} + P_{x_5}$ и т. д.		Из таблиц по уравнениям (39)				P_{z_1} P_{z_2} P_{z_3} и т. д.	P_{z_1} $P_{z_1} + P_{z_2}$ $P_{z_1} + P_{z_2} + P_{z_3}$ и т. д.

Вес кормовой части лодки $P_{\text{кор}} = \Sigma P$.

$P_{\text{нос}} + P_{\text{кор}} = P_{\text{л}} =$ весу лодки с оборудованием.

В этой таблице:

P_x — горизонтальные инерционные силы,

P_z — вертикальные инерционные силы,

ΣP_x — горизонтальное усилие,

ΣP_z — вертикальные инерционные срезающие силы,

$\Sigma P_x \cdot Z$ — момент горизонтальных сил относительно ц. т. самолета

На основании этой таблицы строим эпюры вертикальных срезающих сил ΣP_z и горизонтальных усилий ΣP_x . Такие же таблицы подсчитываем и для односторонних посадок — простой и со сносом.

Для односторонней посадки можно воспользоваться данными табл. 49. Силы P_x и P_z будут иметь вдвое меньшие значения, чем в случае прямой посадки, равно как и моменты.

Для случая односторонней посадки со сносом строим таблицу, аналогичную табл. 49, только в ней придется учесть наличие силы P_y . Сила P_y определяется по формуле:

$$P_y = m(-j_y + \omega_x' \cdot Z - \omega_z' \cdot X). \quad (66)$$

Таким же образом, как в табл. 49, найдем ΣP_y и построим эпюру горизонтальных боковых срезающих сил для всех случаев посадки со сносом. Силы P_x и P_z будут иметь значения вдвое меньшие, чем в случае прямой посадки.

9. ОПРЕДЕЛЕНИЕ СУММАРНЫХ СИЛ И МОМЕНТОВ

а. Срезающие силы

В результате подсчетов, произведенных нами в предыдущих разделах, в нашем распоряжении имеются следующие эпюры срезающих сил:

1. Инерционные срезающие силы самой лодки (п. г, разд. 8).
2. Срезающие силы от водяной нагрузки (п. а, разд. 7).
3. Срезающие силы от крыла и мотоустановки (1 и 2, п. а, разд. 8).

Эти эпюры построены для всех посадок и для всех случаев посадок. По этим эпюрам строим суммарные эпюры срезающих сил для всех посадок.

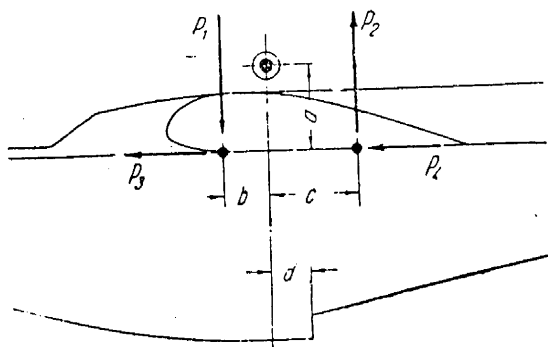
б. Моменты

Переходим к определению суммарных, изгибающих лодку, моментов. Расчет ведем отдельно для носовой и кормовой частей, рассматривая лодку как балку, защемленную с одного конца. Местом защемления принимаем передний редан. Эпюры моментов носовой и хвостовой частей должны замкнуться на редане. Это служит проверкой правильности расчета.

1. Изгибающие моменты от водяной нагрузки были подсчитаны ранее для всех случаев посадок (п. а, б и др. разд. 7) и построены их эпюры.

2. Изгибающие моменты от инерционных сил крыла и в. м. т. могут быть подсчитаны следующим образом.

Силы P_1, P_2, P_3, P_4 представляют собой суммарные инерционные силы крыла и в. м. г., действующие на узлы крепления крыла и лодки. Эти силы нами были определены (1 и 2 п. в, разд. 8) в этой же главе для разных случаев посадок. Таким образом будем считать, что величины их нам известны. При этом $P_3 = P_4$ (фиг. 484).



Фиг. 484. Схема действия инерционных сил.

Момент носовой части лодки относительно редана:

$$\left. \begin{aligned} M_{\text{верт. сил}} &= -P_1(b+d), \\ M_{\text{гор. сил}} &= P_3 \cdot a. \end{aligned} \right\} \quad (67)$$

Момент кормовой части лодки относительно редана:

$$\left. \begin{aligned} M_{\text{верт. сил}} &= P_2(c-d), \\ M_{\text{гор. сил}} &= -P_4 \cdot a. \end{aligned} \right\} \quad (68)$$

Эти моменты определяем для всех случаев посадки, так как силы будут различны в разных случаях.

в. Изгибающие моменты от инерционных сил самой лодки

По данным табл. 49 были построены эпюры срезающих сил (вертикальных) для носовой и кормовой частей лодок. Эта эпюра для кормовой части лодки будет иметь вид примерно такой, как на фиг. 485.

Изгибающие моменты кормовой части лодки от вертикальных инерционных сил определяем по эпюре срезающих сил. Для этого составляем табл. 50.

Т а б л и ц а 50

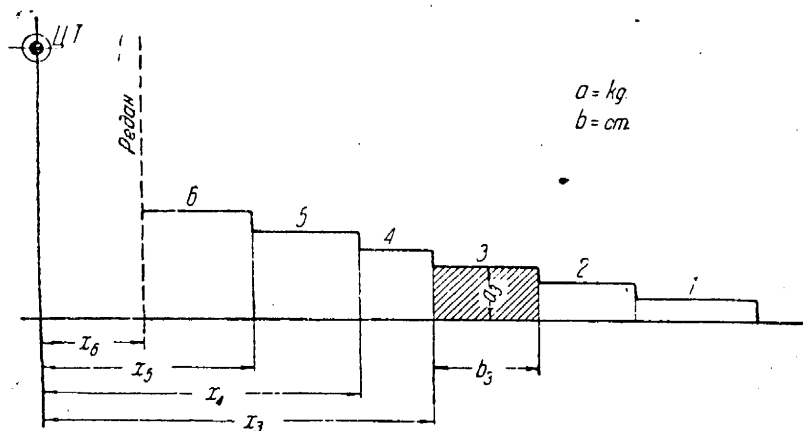
№ отсека	x см расстояние от ц. т.	ΔM_x кгсм	$M_x = \Sigma \Delta M_x$ кгсм	Примечание
1	x_1	M_{x1}	M_{x1}	
2	x_2	M_{x2}	$M_{x1} + M_{x2}$	
3	x_3	$M_{x3} = a_3 \cdot b_3$	$M_{x1} + M_{x2} + M_{x3}$	
4	x_4	$M_{x4} = a_4 \cdot b_4$	$M_{x1} + M_{x2} + M_{x3} + M_{x4}$	
и т. д.	и т. д.	и т. д.	и т. д.	

Для определения ΔM_x берутся истинные значения срезающих сил и длин отсеков. Для этого ординату a множим на величину масштаба сил и сразу получаем значение P_z в кг. Точно так же ординату b множим на масштаб длин и получаем значение в см. Произведение этих величин дает соответствующий элементарный изгибающий момент этого отсека. Складывая элементарные изгибающие моменты по отсекам, получаем суммарный изгибающий момент.

Для носовой части лодки поступаем аналогично.

Построим таким же образом изгибающие моменты от собственных сил инерции лодки для всех случаев посадок.

При построении эпюр изгибающих моментов для случая односторонней посадки будем пользоваться эпюрами срезающих сил одно-



Фиг. 485. Эпюра срезающих сил.

сторонней посадки, построенных выше. При этом необходимо учесть наличие крутящего момента от несимметричного расположения сил.

Для односторонней посадки со сносом учитываем эпюру срезающих сил горизонтальных P_y , а также крутящие моменты от сил P_z и P_x .

Горизонтальные слагающие собственных сил инерции лодки были определены в табл. 49 и ей подобных для всех случаев посадки, равно как и момент горизонтальных сил относительно ц. т. самолета ($P_x \cdot Z$). Построим эпюру изгибающих моментов ($P_x \cdot Z$) по длине лодки. Так как этот момент определялся относительно ц. т. самолета, то пересчитываем его относительно нейтральной оси лодки (способ определения положения нейтральной оси указан ниже). Имеем:

$$M_{из. л} = M_{из} + P_x \cdot Z_o. \quad (69)$$

Здесь:

$M_{из. л}$ — изгибающий момент x -ых сил относительно нейтральной оси,

$M_{из}$ — изгибающий момент x -ых сил относительно ц. т. самолета,

P_x — горизонтальные сжимающие силы,

Z_o — расстояние от ц. т. до нейтральной оси.

Расчет ведем в форме табл. 51.

Таблица 51

Пересчет моментов, изгибающих лодку

№ по пор.	№ шпангоута	x см от ц. т.	Z ₁ см от строительной горизонтальной до нейтральной оси	Z см от ц. т. до строительной горизонтальной	Z ₀ см от ц. т. до нейтральной оси	P _x кг	P _x · Z ₀ кгсм	Примечание

Такой же пересчет моментов горизонтальных сил делаем для всех случаев посадок. Эти моменты догружают моменты от сил P_x , так как действуют с ними в одной плоскости. Поэтому к моментам от силы P_x добавляем моменты от сил P_x .

Таким образом определены и изгибающие моменты для всех случаев посадок.

Складывая моменты изгиба от водяных нагрузок, от инерционных усилий крыла и в. м. г. и от инерционных сил самой лодки, получаем суммарные изгибающие моменты для всех случаев посадок.

В качестве результата всего этого расчета получим:

- 1) ряд суммарных эпюр срезающих сил для всех случаев посадок и
- 2) ряд суммарных эпюр изгибающих моментов.

Для того чтобы получить расчетные (максимальные) значения срезающих сил или моментов, можно: 1) либо составить таблицу максимальных значений, тщательно просмотрев все эпюры, 2) либо совместить на одном чертеже все эпюры перерезывающих сил и отдельно моментов, и построить огибающие кривые для эпюры срезающих сил и моментов по максимальным значениям.

Этот последний способ нагляднее и допускает минимум возможных ошибок. По этим окончательным эпюрам и составляем таблицу значений максимальных усилий и моментов для каждого шпангоута и переходим к расчету деталей корпуса лодки.

Этим, вообще говоря, определение внешних сил и моментов, действующих на лодку, еще не заканчивается. Прочность корпуса лодки необходимо проверить также на некоторые случаи, предусмотренные для фюзеляжей сухопутных машин. Такими случаями, которые могут быть применены к лодке, являются случаи по нормам 1934 г.

1. Случай C_ϕ — нагрузка на горизонтальное оперение сверху, соответствующее случаю C_k .

2. Случай H_ϕ^3 — большая нагрузка на заднюю часть лодки от максимальной нагрузки вертикального оперения.

3. Случай A_ϕ , соответствующий случаю A_k .

За редкими исключениями эти случаи не являются расчетными, но все же следует составить и для этих случаев эпюры изгибающих лодку моментов и срезающих сил.

Расчет на эти три вышеуказанных случая ничем по существу не отличается от расчета фюзеляжей.

При составлении таблицы максимальных усилий и моментов необходимо учесть и эти полетные случаи нагружения.

10. ОПРЕДЕЛЕНИЕ МОМЕНТОВ ИНЕРЦИИ СЕЧЕНИЙ ЛОДКИ, ПОЛОЖЕНИЯ НЕЙТРАЛЬНОЙ ОСИ И МОМЕНТОВ СОПРОТИВЛЕНИЯ

На фиг. 486 представлено характерное сечение деревянной лодки, которым воспользуемся для рассмотрения способа определений момента

инерции и положения нейтральной оси.

Так как положение нейтральной оси сечения пока неизвестно, то определяем сначала момент инерции относительно оси xx , проходящей через нижнюю точку дна. Подсчет ведем табличным способом (табл. 52).

В этой таблице:

F — площадь сечения стрингера или панели в см^2 ,

h — высота панели по оси y в см ,

y — расстояние от оси xx до ц. т. площади элемента в см ,

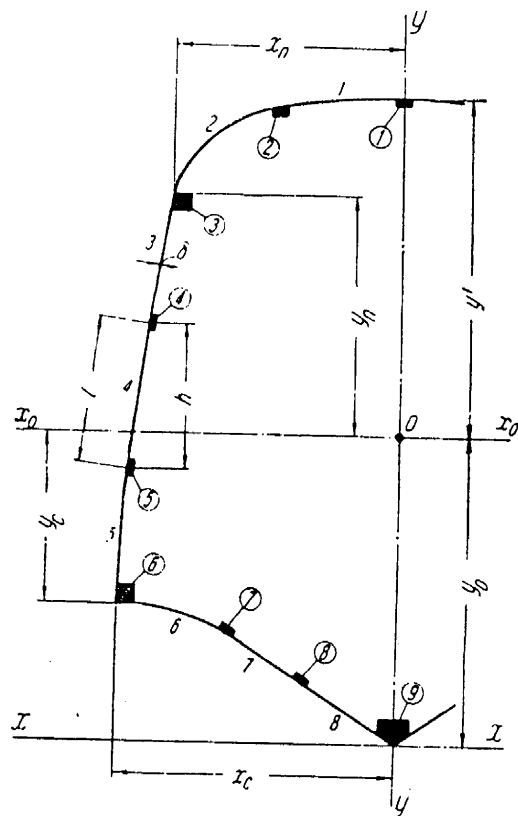
δ' — приведенная толщина обшивки в см :

$$\delta' = \frac{\delta}{\cos \alpha}, \quad (70)$$

где α — угол, составляемый элементом обшивки с вертикалью.

Ордината ц. т. сечения y_0 — ордината нейтральной оси:

$$y_0 = \frac{\sum F \cdot y}{\sum F}. \quad (71)$$



Фиг. 486. Деревянная лодка. Сечение обшивки и стрингеров.

Момент инерции сечения лодки относительно нейтральной оси:

$$I_{x0} = 2 [I'_{xx} - y_0^2 \cdot \sum F] \text{ см}^4. \quad (72)$$

В выражении (72) коэффициент 2 введен потому, что рассматривается только одна половина шпангоута.

Подсчет момента инерции сечения лодки относительно оси xx , проходящей через нижнюю точку днища

№ элементов	Наименование	F см ²	y от оси xx до ц. т. элемента см	y^2 см ²	$F \cdot y$ см ³	$F \cdot y^2$ см ⁴	$I_0 = \frac{\delta' h^3}{12}$	$I_{xx}' = I_0 + Fy^2$
1	Стрингеры	F_1	y_1	y_1^2	$F_1 \cdot y_1$	$F_1 \cdot y_1^2$	↑ Пренебрегаем собствен- ным моментом инерции стрингера ↓	$F_1 y_1^2$
2		F_2	y_2	y_2^2	$F_2 \cdot y_2$	$F_2 \cdot y_2^2$		$F_2 y_2^2$
3		F_3	y_3	и т. д.	и т. д.	и т. д.		$F_3 y_3^2$
4		F_4	y_4					и т. д.
и т. д.		и т. д.	и т. д.					
1	Обшивка						I_0	$I_{01} + Fy^2$
2							I_{02}	и т. д.
3							I_{03}	
4							и т. д.	
и т. д.		ΣF			$\Sigma F \cdot y$			$\Sigma I'_{xx}$

Таким же порядком определяем момент инерции относительно оси yy (табл. 53).

Таблица 53

Подсчет момента инерции сечения лодки относительно оси yy

№ элемента	Наименование	$F \text{ см}^2$	$x \text{ см}$	$x^2 \text{ см}^2$	$F \cdot x \text{ см}^3$	$F \cdot x^2 \text{ см}^4$	$I_0 = \frac{\delta'^3 b^3}{12}$	$I_{yy} = I_0 + Fx^2$
1	} Стрингеры	F_1	x_1	x_1^2	$F_1 x_1$	$F_1 x_1^2$		
2		F_2	x_2	x_2^2	$F_2 x_2$	$F_2 x_2^2$		
и т. д.								
1	} Обшивка							
2								
и т. д.								
		ΣF			ΣFx			ΣI_{yy}

Обозначения остаются теми же.

δ' — выведенная толщина обшивки $\frac{\delta}{\sin \alpha}$,

где α — угол, образуемый элементом обшивки с вертикалью.

Момент инерции сечения относительно оси yy :

$$I_{yy} = 2 \Sigma (I_0 + F \cdot x^2) \text{ см}^4. \quad (73)$$

Такие таблицы для моментов инерции I_{x0} и I_y мы составляем для всех сечений лодки.

Если лодка плавно меняет свои обводы, то сечения можно брать через один шпангоут.

В местах, где лодка претерпевает более крутые изменения сечений, сечения нужно брать на каждом шпангоуте.

Приведенный способ определения моментов инерции сечений лодки справедлив лишь в том случае, если обшивка имеет значительную толщину и, следовательно, достаточно устойчива. Таким образом в деревянных лодках с фанерной или досчатой обшивкой в момент инерции можно вводить целиком всю обшивку в сечении лодочного корпуса. В случае же, если рассматривается лодочный корпус с тонкой металлической обшивкой, то вопросы устойчивости обшивки выходят на первый план, и при расчете момента инерции сечения необходимо вводить только устойчивую часть обшивки. Устойчивой частью можно по Карману принять полосу шириной ω на каждую сторону от заклепочного шва, крепящего стрингер. Тогда полная ширина полосы определяется по формуле:

$$2\omega = C \sqrt{\frac{E}{\sigma}} \delta.$$

Здесь

$$C = \frac{\pi}{\sqrt{3(1-\mu^2)}} = 1,90,$$

ω — приведенная ширина обшивки,

δ — толщина обшивки,

σ — критическое напряжение при местной потере устойчивости обшивки между заклепками.

Критическое напряжение может быть приближенно подсчитано по формуле Редшау:

$$\sigma_{кр} = \frac{E}{6(1-\mu^2)} \left[\sqrt{12(1-\mu^2) \frac{\delta^2}{r^2} + \frac{\pi^2 \delta^4}{b^4} + \frac{\pi^2 \delta^2}{b^2}} \right],$$

где δ — толщина обшивки,

b — ширина полосы обшивки,

r — радиус кривизны.

Таким образом в момент инерции сечения лодки необходимо вводить в сжатой зоне стрингеры с прилегающей к ним обшивкой шириной S , составленной из 2ω и ширины, заключенной между крайними заклепками стрингера (в случае коробчатого стрингера). Если же стрингер приклепан всего одним рядом заклепок, то $S = 2\omega$.

В растянутой зоне вводятся стрингеры с 80% обшивки.

Этот вопрос подробно изложен в статье инж. М. М. Знаменского „Схемы расчета и работа элементов фюзеляжа-монокок“ в журнале „Техника воздушного флота“ № 7—8 за 1935 г.

Определив моменты инерции сечений лодки, переходим к определению моментов сопротивления.

Для всех сечений лодки мы имеем значения I_{xx0} см⁴.

Обозначая:

Y_0 — расстояние наиболее удаленного волокна для дна,

Y_1 — расстояние наиболее удаленного волокна для палубы,

Y_{π} — расстояние верхнего стрингера до нейтральной оси,

Y_c — расстояние нижнего скулового стрингера до нейтральной оси,

можем написать:

$$\left. \begin{array}{l} \text{Момент сопротивления донной части } W_0 = \frac{I_{xx0}}{Y_0} \text{ см}^3. \\ \text{Момент сопротивления палубы } W_1 = \frac{I_{xx0}}{Y_1} \text{ см}^3. \end{array} \right\} \begin{array}{l} \text{Момент сопротивления} \\ \text{относительно оси } xx_0. \end{array}$$

$$\left. \begin{array}{l} \text{Моменты сопротивления} \\ \text{стрингера} \end{array} \right\} \left\{ \begin{array}{l} W_{\pi} = \frac{I_{xx0}}{Y_{\pi}} \\ W_c = \frac{I_{xx0}}{Y_c} \end{array} \right\} \begin{array}{l} \text{Момент сопротивления} \\ \text{относительно оси } xx_0. \end{array}$$

$$\left\{ \begin{array}{l} W'_{\pi} = \frac{I_{yy}}{X_{\pi}} \\ W'_c = \frac{I_{yy}}{X_c} \end{array} \right\} \begin{array}{l} \text{Момент сопротивления} \\ \text{относительно оси } yy. \end{array}$$

Таким образом подсчитываем и составляем таблицы моментов сопротивления для всех сечений лодки.

При определении максимальных напряжений в сечениях лодки необходимо произвести проверку для минимальных значений моментов сопротивления.

Поэтому составляем общую таблицу минимальных моментов сопротивлений (табл. 54).

Таблица 54

Моменты инерции и минимальные моменты сопротивления сечений лодки

№ по пор.	№ шпангоута	I_{xx0}	$Y_{\max}$	$W_{x \min}$	I_{yy}	$X_{\max}$	$W_{y \min}$
1							
2							
3							
4							
и т. д.							

11. РАСЧЕТ ПРОЧНОСТИ ОТДЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОРПУСА ЛОДКИ

Для расчета прочности отдельных элементов лодки трудно дать какие-либо исчерпывающие указания. Как мы уже видели в главе „Конструкции лодки и поплавков“, системы набора, даже в одной и той же лодке, отличаются большой пестротой (вспомним, например, что в лодке „Bleriot-5190“ имеется девять разных типов шпангоутов). Поэтому почти невозможно вывести какие-либо стандартные правила для расчета одноименных деталей лодок различных систем набора и разных фирм. Очевидно, что способы расчета набора лодки Dornier „Wal“, имеющей набор ферменного типа, и лодки „Martin-130“, сконструированной по типу фюзеляжа-монокок, будут совершенно различными и в каждом случае необходимо найти соответствующий метод расчета. Это в особенности относится к флорам шпангоутов.

В зависимости от конструкции днища флор приходится рассматривать как балку, опертую на бортах, как на опорах, если отсутствуют другие элементы набора. Если же имеется центральная килевая балка, то степень ее участия в работе флора будет зависеть от степени ее жесткости. При очень прочной и жесткой балке можно принять ее за опору и считать флор защемленным на бортах и опертым на средней опоре (киль) и т. д. Таким образом необходимо исследовать каждый конкретный случай и находить в каждом из этих случаев подходящий метод расчета.

Так как обычно шпангоуты изготавливаются в виде рам, то их рассчитывают по формулам для жестких рам (см. Клейнлогель „Рамы“ и др.). В этом случае можно считать шпангоут, как раму, опертую на четыре опоры (два верхних скуловых стрингера и два нижних) и нагруженную распределенной по днищу нагрузкой, предусмотренной нормами прочности. В случае наличия киля на кильсонах их влияние может быть выражено в виде сосредоточенных сил, равных реакциям многопролетных балок.

Вообще же нельзя дать точных указаний по расчету, не имея конкретных размеров и конструкций шпангоута.

Нагрузка на шпангоут определяется из эпюры, распределенной по днущу водяной нагрузки (трапеции). Точно так же расчет и других элементов набора зависит от их конструкции.

Рассмотрим несколько простейших случаев:

1. Для определения напряжений в скуловых стрингерах (палубных и донных) можно поступать следующим образом. Предположим, что расчетным случаем является боковая посадка со сносом.

Имеем изгибающие моменты:

а) от боковой силы M_x , кгсм;

б) от вертикальной силы M_y , кгсм.

Ранее для данного сечения были определены моменты сопротивления:

W_{xp} — для палубных стрингеров

W_{xc} — " скуловых "

W_{yp} — " палубных "

W_{yc} — " скуловых "

Кроме того, нам известны горизонтальная сжимающая сила в данном сечении Q и площадь сечения стрингеров F см².

Имеем:

$$\sigma'_x = \frac{M_x}{W_{xc}},$$

$$\sigma'_y = \frac{M_y}{W_{yc}},$$

$$\sigma''_x = \frac{M_x}{W_{xp}},$$

$$\sigma''_y = \frac{M_y}{W_{yp}},$$

$$\sigma = \frac{Q}{F}.$$

Отсюда окончательно в скуловых стрингерах имеем напряжения:

$$\sigma_o = \sigma'_o + \sigma''_o + \sigma \dots \text{кг/см}^2.$$

То же в палубных скуловых стрингерах:

$$\sigma_n = \sigma'_n + \sigma''_n + \sigma \dots \text{кг/см}^2.$$

Полученные напряжения должны лежать в пределах, не превосходящих разрушающих напряжений для данного материала.

Практически обычно в лодках сечения элементов из-за конструктивных соображений (возможность удобной клепки или крепления шурупов и гвоздей, а также из-за вопросов устойчивости профилей и т. п.) значительно превосходят необходимые по расчету, так что напряжения получаются очень малыми.

2. Расчет обшивки бортов и палубы будет зависеть от формы лодки.

В настоящее время всем современным лодкам присуща форма (и конструкция) фюзеляжа-монокок (см. лодки „Martin-130, Sikorsky „S-42“

и „S-43“, „Fairchild-Xa-942“, „Bleriot-5190“, „CAMS-110“, „Consolidated“, „Douglas“ „Dolphin“, „Hall X-2HP“ и др.).

Форма эта характеризуется тем, что лодке придают мягкие округленные очертания в поперечных сечениях, весь корпус имеет вид трубы закругленных сечений; лодки имеют большой продольный набор и довольно редко расставленные шпангоуты. Таким образом обшивка разбита на ряд прямоугольных или близких к ним контуров, опертых по краям на шпангоуты и продольные стрингеры и воспринимающих силы сжатия (в палубе и переходах к бортам) и действия касательных напряжений (в бортах). В палубной части в переходных к борту местах обшивка может быть рассматриваема как элемент цилиндра, работающий на изгиб, на сжатие и т. п. Борты представляют собой плоскую (или слегка искривленную) балку.

Теоретически работа всех этих элементов разобрана С. П. Тимошенко в „Теории упругости“ ч. 2.

Работа плоской тонкостенной балки разобрана д-ром Вагнером. В СССР работы д-ра Вагнера были дополнены инж. А. Ю. Ромашевским в ЦАГИ. Прекрасная статья по этому вопросу, объединяющая все выводы в короткой, ясной и сжатой форме, помещена инж. Стригуновым в „ТВФ“ № 9 за 1933 г. под названием „Расчет балок с тонкой стенкой (применительно к авиаконструкциям)“. Кроме того, по вопросу о работе фюзеляжей типа монокок в журнале „ТВФ“ № 4 за 1934 г. помещена статья инж. П. М. Знаменского „Исследования и метод расчета фюзеляжа типа монокок“. Выводы этой статьи и рекомендуемые методы расчета могут быть использованы и для расчета лодок, обшивка которых всегда включена в работу.

Так как эти статьи весьма недавнего происхождения, а указанные в журнале „ТВФ“ можно найти в любом пункте Союза, отсылаем заинтересованных к первоисточникам, не реферируя их и не помещая здесь их выводов.

Из иностранных источников по вопросам работы тонкой обшивки следует указать ряд статей в иностранных журналах:

1. W. Nelson, The monocoque fuselage („Aviation Engineering“, 1932, Bd. 6, № 4, ст. 11—15).

2. R. H. Müller, Metal monocoque construction („Aviation Engineering“, 1933, Bd. 8, № 1, ст. 6—11).

3. O. S. Наси, H. Ебнер, Формулы и способы расчета плоских пластин и конструкций из них в самолетостроении („Luftfahrtforschung“, Bd. 11, № 8, 6/II 1935).

4. H. Winter, E. Hoffmann, Конструктивные принципы фюзеляжей из тонкого плоского материала (там же).

5. Wagner, Расчет искривленных балок из тонкого материала.

В качестве примера применения этих материалов для расчета элементов лодки приведен расчет обшивки бортов лодки.

По Вагнеру напряжение в обшивке:

$$\sigma = \frac{Q}{h \cdot \delta \cdot \sin \alpha \cdot \cos \alpha},$$

где h — средняя высота балки (борта) в отсеке,

Q — секущая сила в середине отсека,

δ — средняя толщина обшивки,
 α — угол наклона волн.
 Полагаем $\alpha = 45^\circ$ (по Вагнеру).
 Тогда формула упрощается:

$$\sigma = \frac{2 \cdot Q}{h \cdot \delta}.$$

Рассматриваем поочередно все отсеки между шпангоутами.
 Высоту h берем от палубного стрингера до скулового.

Значения Q берем из таблицы, составленной по эпюре максимальных секущих сил.

Расчет ведем в форме таблицы.

Для усилий в вертикальных стойках шпангоутов имеем формулу (см. упомянутую выше статью инж. Стригунова):

$$-S = \frac{Q_L + Q_R}{2} \cdot \frac{l}{h} + \frac{P_{II}}{2},$$

где l — расстояние между шпангоутами,
 h — высота балки (борта) по шпангоуту,
 P_{II} — внешняя сосредоточенная сила, равная 0,
 Q_L — секущая сила слева от шпангоута,
 Q_R — секущая сила справа от шпангоута.

$$\frac{Q_L + Q_R}{2} = \frac{Q}{2},$$

где Q — секущая сила по шпангоуту.

Таким образом после упрощения:

$$-S = \frac{Q}{2} \cdot \frac{l}{h}.$$

Расчет ведем для всех шпангоутов в форме таблицы. Так как σ — напряжение в обшивке — предусматривает растягивающие напряжения, нужно, чтобы величина σ не превосходила разрушающих растягивающих напряжений для данного материала. Обычно напряжения в обшивке очень малы вследствие того, что из конструктивных соображений обшивка берется с большим запасом (см. раздел „Обшивка лодок“). Сжимающие напряжения в стойках шпангоутов не должны превосходить разрушающих для данного материала. Кроме того, стойку шпангоута необходимо проверить на продольный изгиб.

Элементы обшивки палубы могут быть рассчитаны по формулам, приведенным в статье инж. Знаменского, указанным выше.

3. Расчет кильсонов (или киля). В качестве примера рассмотрим сечение одной из существующих лодок, у которой по днищу идут два кильсона (фиг. 487).

Имеем значение погонной нагрузки $P_{\max}$.

Считаем систему как контур с перекрестными сводами, полагая концы кильсонов, опирающиеся на усиленные шпангоуты, полузамкнутыми. По „Корабельному справочнику“ Шиманского:

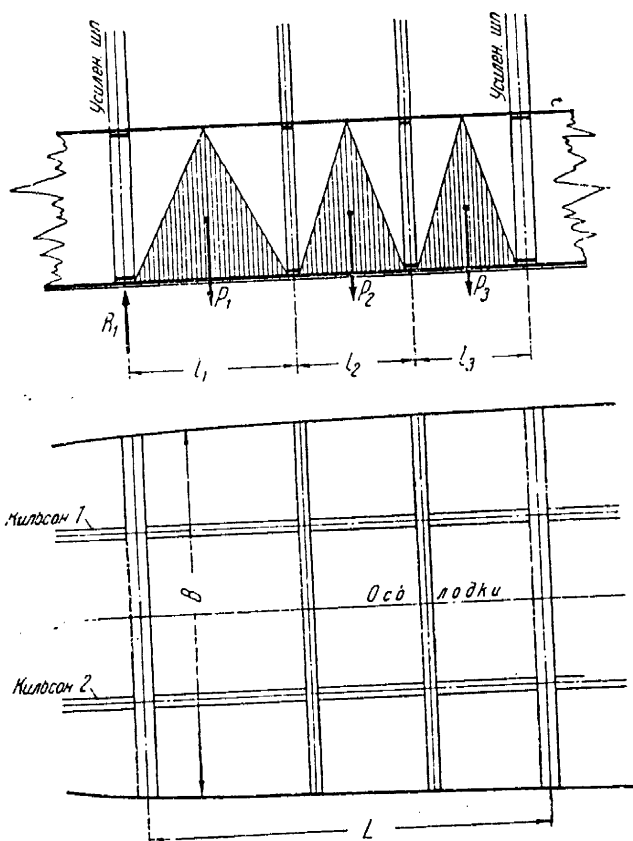
$$P_1 = \frac{P_{\max}}{B_{\text{сг}}} \cdot \frac{l_1^2}{2}.$$

Пусть

$$l_2 = l_3.$$

Тогда

$$P_2 = P_3 = \frac{P_{\max}}{B} \cdot \frac{l_2}{2}.$$



Фиг. 487. Расположение кильсонов в лодке.

Реакция R_1 :

$$R_1 = \frac{P_2 \left[\frac{l_3}{2} + \left(l_3 + \frac{l_2}{2} \right) \right] + P_2 \left(l_3 + l_2 \frac{l_1}{2} \right)}{L}.$$

Момент под средней силой:

$$M = 0,75 \left[R_1 \left(l_1 + \frac{l_2}{2} \right) - P_1 \left(\frac{l_1 + l_2}{2} \right) \right].$$

Средняя высота кильсона равна h см, его момент инерции — I см⁴ (подкрепляющее действие днища не учитываем, оставляя его в запас прочности).

Тогда

$$W = \frac{I}{\frac{h}{2}},$$

$$\sigma = \frac{M}{W}.$$

Остальные элементы рассчитываются аналогичным порядком.

Данные некоторых современных гидросамолетов (общие виды машин см. стр. 510 — 537)

№ по пор.	Д а н н ы е	Н а и м е н о в а н и е с а м о л е т а						
		Blackburn „Perth“ (фиг. 1)	Blackburn „Nile“ (фиг. 2)	Bleriot-5190* (фиг. 3)	Breguet „Bizerte“ (фиг. 4)	Breguet-530 „Saigon“ (фиг. 5)	CAMS-551 (фиг. 6)	CANT Z-501 (фиг. 7)
1	Тип самолета	Метал. лодка Биплан	Метал. лодка Моноплан	Метал. лодка Моноплан	Метал. лодка Полутораплан	Метал. лодка Полутораплан	Дерев. лодка Биплан	Дерев. лодка Моноплансподк.
2	Назначение	Дальний разведчик	—	Трансокеанский Почт. и пасс.	Разведчик откры- того моря	—	Бомбард. и раз- ведчик	Разведчик
3	Мотор, тип	Rolls Royce „Buzzard-II“	Bristol „Jupiter“	Hispano Suiza 12 Nbr	Gnome-Rhône 14 Krzd	Hispano Suiza 12 Ybrs	Hispano Suiza 12 Lbr	Isotta Fraschini „Asso“
4	Число моторов и мощность, л. с.	3 × 825/920	3 × 485	4 × 650	3 × 845	3 × 785	2 × 600	1 × 850
5	Размах крыльев: верхн./нижн., м	29,5	30,5	43,0	35,13/18,9	35,06/21,65	20,4	22,5
6	Длина самолета, м	21,35	20,0	26,0	20,3	20,33	14,9	14,3
7	Высота	7,77	5,84	6,0	7,6	—	—	—
8	Площадь крыльев с элер./площадь элер., м ²	233,0	139,2	222,0	169,25	7,514 190	5,7 11,4	4,425 62,0
9	Хорда макс./миним., м	4,1	—	—	—	—	—	—
10	Площадь гор. опер./руль высоты, м ²	—	—	—	—	—	—	—
11	верт. опер./руль повор., м ²	—	—	—	—	—	—	—
12	L, B, H лодки или поплавка	B=3,8	—	B=3,64	—	—	—	—
13	Вес пустого, кг	9 500	5 945	11 200	8 122	8 430	5 100	3 400
14	Экипаж, количество, вес, кг	—	—	—	—	1 400	—	—
15	Вес оборудования, кг	—	—	—	—	—	—	—
16	„ вооружения или коммерч. нагруз- ки, кг	—	—	—	—	3 270	—	—
17	„ горючего, кг	—	—	—	—	1 900	—	—
18	„ масла, кг	—	—	—	—	—	—	—
19	Полная нагрузка, кг	5 255	4 044	11 300	5 378	6 570	1 900	2 100
20	Полетный вес, кг	14 755	9 389	22 500	13 500—15 000	15 000	7 000	5 500
21	Весовая отдача, %	35,6	44	50	35,4	43,8	27,1	38,2
22	Нагрузка на 1 м ² крыла, кг/м ²	63,0	67,3	102,0	79,4	79	62	89
23	Нагрузка на единицу мощности, кг/л. с.	5,96	6,39	8,6	5,34	6,4	5,75	6,2
24	Скорость макс., км/час	212	195	220	240	235	200	250
25	„ крейсерск., км/час	—	174	—	—	200	—	—
26	„ посадочн., км/час	101	91	—	—	—	100	110
27	Время подъема на высоту и скорость подъема	244 м/мин (начальн.)	—	—	2000—10 мин.	—	3000 м—31 мин.	На 3000 м— 15 мин. 49 сек.
28	Потолок практ./теорет., м	3 507	4 267	3 200	—	5 000	3 500	5 500
29	Дальность, км { норм. макс.	1 610 1 777	— —	— —	1 800	1 100	—	4 500
30	Число часов полета	—	4,5—8	—	—	—	—	—
31	Дополнительные данные	—	—	—	—	—	—	—
32	Источник	Jane, Спр., 1934	Крейсон „Самолеты за 20 лет“	—	Jane, Спр., 1934	Jane, Спр., 1934	Jane, Спр., 1935	Каталог фирмы

№ по пор.	Д а н н ы е	Н а и м е н о в а н и е с а м о л е т а						
		CAMS-110 (фиг. 8)	Consolidated P2Y-3 (фиг. 9)	Curtiss "Hawk" (фиг. 10)	Dornier "Wal" (фиг. 11)	Dornier "Superwal" (фиг. 12)	Dornier "Do-X" (фиг. 13)	Dornier Do-12 "Libelle" (фиг. 14)
1	Тип самолета	Лодка. Смеш. кон- стр. Биплан	Метал. лодка	Поплавковый Биплан	Метал. лодка с жабрами	Метал. лодка с жабрами	Метал. лодка с жабрами	Метал. амфибия Моноплан
2	Назначение	Разведчик	Полуторпедный Патрульный	Истребитель одноместный	Пассажирский	Пассажирский	Пассажирский	
3	Мотор, тип	Hispano Suiza 12 Xhrs	Wright "Cyclone"	Wright "Cyclone"	BMW-VI	Bristol "Jupiter-VIII"	Curtiss "Conqueror"	Gnome-Rhône "Titan"
4	Число моторов и мощность, л. с.	2 × 600	2 × 700	1 × 715	2 × 600	4 × 500	12 × 600	1 × 240
5	Размах крыльев: верхн./нижн., м	22,5/22,5	30,5 (верх.)	9,6	27,2	26,5	48	13
6	Длина самолета, м	16,3	18,8	7,8	18,2	23,6	40,05	8,9
7	Высота	6,0	5,3	3,81	5,8	5,2	9	3,2
8	Площадь крыльев с элер./площадь элер., м ²	115,06	141	23,4	113,2 (без жабр)	141	454	25
9	Хорда макс./миним., м	—	—	—	—	—	—	—
10	Площадь гор. опер./руль высоты, м ² . .	—	—	—	—	—	—	—
11	верт. опер./руль повор. м ²	—	—	—	—	—	—	—
12	Л. В, Н лодки или поплавка	—	—	—	—	—	—	—
13	Вес пустого, кг	5 350	5 300	1 493,4	5 600	7 800	30 000	1 040
14	Экипаж, количество, вес, кг	1 400	—	90,7	—	—	—	—
15	Вес оборудования, кг	—	—	12,7	—	—	—	—
16	вооружен. или. коммерч. нагрузки, кг	—	—	58,1	—	—	—	—
17	горючего, кг	2 000	—	255,9	—	—	—	—
18	масла, кг	—	—	24	—	—	—	—
19	Полная нагрузка, кг	3 400	~ 4 100	441,4	4 400	{ 4 800 (норм.) 7 200 (макс.) }	26 000	410
20	Полетный вес, кг	8 750	{ ~ 9 400 (макс. 10 880) }	1 934,8	10 000	{ 12 600 (норм.) 15 000 (макс.) }	56 000	1 450
21	Весовая отдача, %	38,8	~ 43,6	22,8	44	{ 38 (норм.) 48 (макс.) }	46,5 макс.	28,3
22	Нагрузка на 1 м ² крыла, кг/м ²	76	66,6	82,6	88,2	{ 89,36 (норм.) 106,3 (макс.) }	123	54,9
23	Нагрузка на единицу мощности, кг/л. с. .	4,9	6,7	2,7	8,3	{ 6,3 (норм.) 7,5 (макс.) }	7,8	6,05
24	Скорость макс., км/час	240 (11 = 2 300 м)	225	309	230	220	210	181
25	крейсерск., км/час	—	189	262	210	180	175	—
26	посадочн., км/час	100	98	106	100	—	—	90
27	Время подъема на высоту и скорость подъема	—	Начальн. 213 м/мин	—	—	—	{ На 1 000 м — 14 мин (при G = 48 000 кг) 2100	—
28	Потолок практ./теорет., м	6 500	5 040	7 590	4 500	—	—	4 500
29	Дальность, км	2 700	4 270	606	3 600	—	2 800	{ 360 (при 4 чел.) 1 000 (при 2 чел.) }
30	Число часов полета	—	—	—	—	—	—	—
31	Дополнительные данные	—	—	—	—	—	—	—
32	Источник	Jane, Спр., 1935	"Aero Digest" IV, 1936	—	"ZFM" № 15, 1933 Jane, Спр., 1933	Jane	—	Jane, Спр., 1935

№ по пор.	Д а н н ы е	Н а и м е н о в а н и е с а м о л е т а					
		Dornier „Do-18“ (фиг. 15)	Douglas „Dolphin“ (фиг. 16)	Fairchild „Xa-942“ (фиг. 17)	Fokker „T-IV“ (фиг. 18)	Grumman „IF-2“ (фиг. 19)	Hall „XP2H-1“ (фиг. 20)
1	Тип самолета	Метал. лодка	Амфибия. Моноплан	Метал. лодка, Амфибия. Моноплан	Поплавокый моноплан. Смеш. констр.	Метал. лодка-амфибия. Биплан	Метал. лодка Биплан
2	Назначение	Почтовый открытого моря	Пассажирский	Пассажирский	Бомбардировщик. Торпедоносец	Разведчик-фотограф	Бомбардировщик
3	Мотор, тип	Junkers „Jumo 205“ (дизель)	Pratt-Whitney „Wasp“	Pratt-Whitney „Hornet“	Wright „Cyclone“	Wright „Cyclone“	Curtiss „Conqueror“
4	Число моторов и мощность, л. с.	2 × (500—560)	2 × 450	1 × 650	2 × 730	1 × 700	4 × 600
5	Размах крыльев: верхн./нижн., м	23,7	18,3	17,08	25,8	11,9	34,16
6	Длина самолета, м	19,8	13,74	14	17,6	10,1	19,67
7	Высота	5,45	4,3	4,8	6	3,9	—
8	Площадь крыльев с элер./площадь элер., м ²	98	55	45,05	96	38	242
9	Хорда макс./миним., м	4,63	—	—	—	4,7/2,16	—
10	Площадь гор. опер./руль высоты, м ²	—	—	—	—	—	—
11	верт. опер./руль повор., м ²	—	—	—	—	—	—
12	L, B, H лодки или поплавок	—	—	—	—	—	—
13	Вес пустого, кг	5 370	3 175	2 497	4 350	1 777,7	9 269
14	Экипаж, количество, вес, кг	4 ч.—320	—	154	3 ч.—240	—	—
15	Вес оборудования, кг	605	—	83	220	—	—
16	„ вооружения или коммерч. нагрузки, кг	150	—	1 100	1 030	—	—
17	„ горючего, кг	2 755	655	514	860	565 л	—
18	„ масла, кг	3 830	65	1 861	2 350	41 л	—
19	Полная нагрузка, кг	—	1 135	—	—	783,4	—
20	Полетный вес, кг	9 200	4 310	4 358	6 700	2 561,1	15 880 норм. 19 976 макс.
21	Весовая отдача, %	41,5	26,3	42,7	35,1	30,5	41,7
22	Нагрузка на 1 м ² крыла, кг/м ²	93,8	78,5	96,52	70	66,4	77,5 (норм.)
23	Нагрузка на единицу мощности, кг/л. с.	9,2—8,2	4,75	6,70	4,6	3,7	6,58
24	Скорость макс., км/час	250	243	286	230	274	224
25	„ крейсерск., км/час	200	217	254	193	—	—
26	„ посадочн., км/час	90	93,3	93	90	101	94,4
27	Время подъема на высоту и скорость подъема	—	Начальн. 25,9 м/мин	Начальн. 274 м/мин	1 000 м—4,3 мин. 3 000 — 15	477 м/мин	Начальн. 232 м/мин
28	Потолок практ./теорет., м	4 400	5 180	5 500	5 100/5 700	6 094	3 446
29	Дальность, км	4 450	1 200	1 200	1 200	—	—
30	Число часов полета	—	—	—	—	—	—
31	Дополнительные данные	—	—	—	—	—	—
32	Источник	—	Jane, Спр., 1934	Jane, Спр., 1935	Jane, Спр., 1934	„Aero Digest“, IV 1936	Jane, Спр., 1935

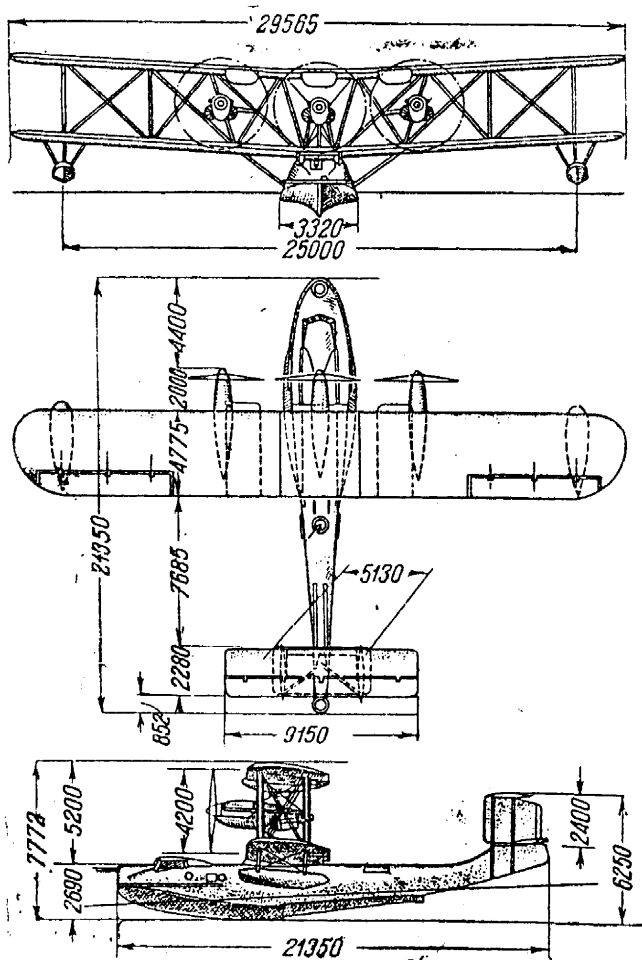
№ по пор.	Д а н н ы е	П а н и м о в а н и е с а м о л е т а					
		Latécoère-501 (фиг. 21)	Latécoère-521 (фиг. 22)	Latécoère-582 (фиг. 23)	Lioré et Olivier H-242-1 (фиг. 24)	Lioré et Olivier H-23-2 (фиг. 25)	Loire-70 (фиг. 26)
1	Тип самолета	Метал. лодка	Метал. лодка	Метал. лодка	Лодка. Смеш. констр.	Дерев. лодка-амфибия	Метал. лодка,
2	Назначение	Полутораплан	Полутораплан	Моноплан	Моноплан	Биплан	Моноплан
3	Мотор, тип	Пассажирский	Пассажирский	Разведчик открытого	Пассажирский	Разведчик	Дальний развед-
		10-мест.		моря			чик
4	Число моторов и мощность, л. с.	Hispano Suiza	Hispano Suiza	Gnome Rhône	Gnome-Rhône	Hispano-Suiza	Gnome-Rhône 9K
5	Размах крыльев: верх./нижн., м	12 Jb	12 Yhrs	14 Krs	7 Kd	12 Nbr	
6	Длина самолета, м	3 × 400	6 × 890	3 × 845	4 × 350	1 × 600	3 × 550
7	Высота	23	49,3	28,0	28	21,3	30
8	Площадь крыльев с элер./площадь	47,4	31,62	21,11	18,45	13,7	19
	элер., м ²	4,175	9,07	6,15	6,10	4,54	5,9
9	Хорда макс./миним., м	80	—	112	115	66	136
10	Площадь гор. опер./руль высоты, м ²	+ 11,9 (нижн.)	330	—	—	—	4,45
11	верт. опер./руль повор., м ²	—	—	—	—	—	—
12	L, B, H лодки или поплавок	—	—	—	—	—	—
13	Вес пустого, кг	—	—	—	—	—	—
		3 720	17 750	6 913	4 800	2 400	5 900
14	Экипаж, количество, вес, кг	2 ч. — 160	—	250	—	—	692
15	Вес оборудования, кг	—	—	1 000	—	—	—
16	вооружения или коммерч. нагруз-	—	—	—	—	—	—
	ки, кг	1 050	—	—	—	—	1 208
17	горючего, кг	1 270	—	2 585	—	—	270
18	масла, кг	—	—	—	—	—	—
19	Полная нагрузка, кг	2 480	19 250	4 389	4 200	1 600	4 600
20	Полетный вес, кг	6 200	37 000	11 302	9 000	4 000	10 500 (11 500 макс.)
21	Весовая отдача, %	40	52	38,75	46,7	40	43,8
22	Нагрузка на 1 м ² крыла, кг/м ²	67,5	112	101	78,2	60,6	77,0
23	Нагрузка на единицу мощности, кг/л. с.	5,15	6,9	4,47	6,4	6,7	7,0
24	Скорость макс., км/час	244	262 (на 2 000 м)	275	227	210	218
25	крейсерск., км/час	—	230	—	—	—	—
26	посадочн., км/час	—	—	98	—	—	—
27	Время подъема на высоту и скорость	—	—	—	—	—	—
	подъема	1 000 м —	—	—	—	2 000 м —	—
		4 мин. 3 сек.	—	—	—	8 мин. 52 сек.	—
28	Потолок практ./теорет., м	5 600	5 000	4 250	4 500	5 000	4 250
29	Дальность, км	—	1 500	1 900	1 100	1 100	1 900 и 2 500 при G = 11 560 кг
30	Число часов полета	—	—	—	—	—	—
31	Дополнительные данные	Взлет 17 сек.	—	—	—	—	—
32	Источник	Яанс, Спр., 1935	Яанс, Спр., 1935	L'Aéronautique 4 дек. 1935	Яанс, Спр., 1935	Яанс, Спр., 1935	Яанс, Спр., 1935

№ по пор.	Д а н н ы е	И з м е н е н и я с а м о л е т а					
		Macchi Castoldi-72 (фиг. 27)	Martin-130 (фиг. 28)	Potez-452 (фиг. 29)	Rohrbach „Romar“ (фиг. 30)	Saro „Cutty Sark“ (фиг. 31)	Saro „Cloud“ (фиг. 32)
1	Тип самолета	Двухплановый моноплан	Метал. лодка с жабран. Моноплан	Дерев. лодка Моноплан	Метал. моноплан	Метал. лодка. Моноплан (крыло дерев.)	Амфибия. Моноплан. Лодка метал.; крыло дерев. Пассажирский
2	Назначение	Гоночный	Пассажирский трансокеанский	Катапультный разведчик	Пассажирский	Пассажирский	Пассажирский
3	Мотор, тип	Fiat A.S.6	Pratt-Whitney „Twin Wasp“	Hispano Suiza 9 Qd	BMW-VI	D. H. „Gipsy-Major“	Armstrong Siddley „Double Mangoose“
4	Число моторов и мощность, л. с.	1 × 2 800	4 × 800	1 × 350	3 × 550	2 × 130	2 × 340
5	Размах крыльев: верхн./нижн., м	—	39,65	13	36,9	13,7	19,50
6	Длина самолета, м	—	27,6	10,03	22,0	10,42	15,16
7	Высота	—	7,3	3,26	8,5	3,4	4,8
8	Площадь крыльев с элер./площадь элер., м ²	—	215,1	24,3	170	29,8	60,4
9	Хорда макс./миним., м	—	6,25	—	—	—	—
10	Площадь гор. опер./руль высоты, м ²	—	33/14,1	—	—	—	8,27
11	верт. опер./руль повор., м ²	—	14,8/6,1	—	—	—	4,27
12	L, B, H лодки или поплавка	—	—	—	—	—	14,63; 2,21; 2,9
13	Вес пустого, кг	2 500	11 163	1 102	9 900	1 132	2 835
14	Экипаж, количество, вес, кг	70	—	—	4 ч.—340	—	1 чел.—77
15	Вес оборудования, кг	—	—	336	проч. 50	—	Багаж. 218
16	„ вооружения или коммерч. нагрузка, кг	—	—	—	12 чел.—1 080	303	8 пас.—617
17	„ горючего, кг	420	15 140 л	—	6 130	—	500
18	„ масла, кг	35	817,6 л	162	—	—	63
19	Полная нагрузка, кг	525	11 970	498	9 100	612	1 475
20	Полетный вес, кг	3 025	23 133,6	1 600	19 000	1 744	4 310
21	Весовая отдача, %	17,4	52	31	47,8	35	33,5
22	Нагрузка на 1 м ² крыла, кг/м ²	202	107,4	65,7	112	58,5	75
23	Нагрузка на единицу мощности, кг/л. с.	1,2	7,0	4,6	8,3	6,7	6,3
24	Скорость макс., км/час	709	290	222	208	188	190
25	„ крейсерск., км/час	—	209	—	—	153	153
26	„ посадочн., км/час	—	112	72	114	—	88
27	Время подъема на высоту и скорость подъема	—	170 м/мин	2 000—6 мин. 15 сек.	1 000—8,6 мин.	Начальн. 168 м/мин	229 м/мин
28	Потолок практ./теорет., м	—	5 550	5 000—28 мин.	2 800	2 900	3 820
29	Дальность, км	—	5 150	6 500	—	—	—
30	Число часов полета	—	—	500	—	4	—
31	Дополнительные данные	—	—	—	—	—	—
32	Источник	Ланс, Спр., 1935	„Aero Digest“ 1. 1935	Ланс, Спр., 1935	Каталог фирмы	Ланс, Спр., 1935	Взлет с воды 8—12 сек. Каталог фирмы

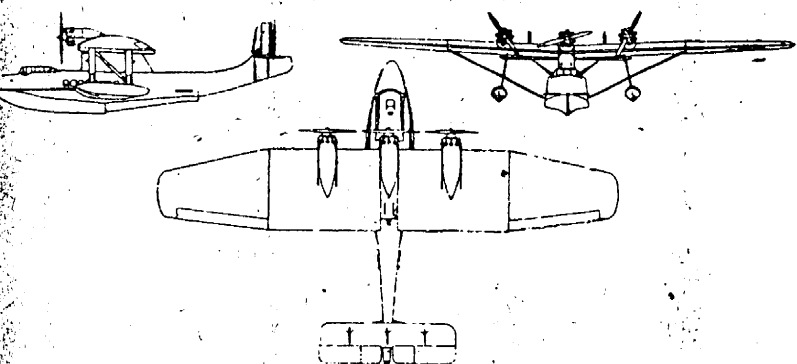
№ по пор.	Д а н н ы е	И а н и м е н н о е о в а н и е с а м о л е т а					
		Savoia „S-55“ (фиг. 33)	Savoia „Marchetti S-80“ (фиг. 34)	SECM-110 (фиг. 35)	Seversky „Sev-3“ (фиг. 36)	Sikorsky „S-38-B“ (фиг. 37)	Sikorsky „S-40“ (фиг. 38)
1	Тип самолета	Двойная лодка.	Амфибия. Моноплан	Метал. лодка, моноплан	Поплавк. амфибия	Метал. амфибия	Метал. амфибия
2	Назначение	Моноплан	план деревян.	план	Моноплан. Метал.	Полутораплан	Моноплан
3	Мотор, тип	Бомбардир., торпедоносец Fiat A-24 R	Туристский двухмест.	Базов. разведчик	Тренировочный	Пассажирский	Пассажирский
4	Число моторов и мощность, л. с.	2 × 700	Colombo	Hispano-Suiza	Wright „Whirlwind“	Pratt-Whitney „Wasp“	Pratt-Whitney „Hornet“
5	Размах крыльев: верхн./нижн., м	24	2 × 130	1 × 650	1 × 420	2 × 420	4 × 575
6	Длина самолета, м	16,5	11	23,25	10,97	21,84/10,97	34,7
7	Высота	5	7,8	15,8	7,82	12,27	23,3
8	Площадь крыльев с элер./площадь элер., м ²	92	2,6	4,9	2,97	4,22	7,2
9	Хорда макс./миним., м	—	18	71,0	19,3	66,8	161,64
10	Площадь гор. опер./руль высоты, м ²	—	—	—	—	—	—
11	„ „ верт. опер./руль повор., м ²	—	—	—	—	—	—
12	L, B, H лодки или поплавка	—	—	—	—	—	—
13	Вес пустого, кг	5 200	700	2 710	1 085	2 951	9 534
14	Экипаж, количество, вес, кг	—	—	—	—	—	—
15	Вес оборудования, кг	—	—	650	—	—	—
16	„ „ вооружения или коммерч. нагрузки, кг	—	—	—	—	772	3 947 (лодка) 3 221 (амфибия)
17	„ „ горючего, кг	—	—	—	—	773	1 818
18	„ „ масла, кг	—	—	784	—	1 707	5 902
19	Полная нагрузка, кг	2 500 (норм.) 4 000 (макс.)	300	1 434	390	—	—
20	Полетный вес, кг	7 770 (норм.)	1 000 (норм.) 1 100 (макс.)	4 144	1 475	4 658	15 436
21	Весовая отдача, %	32,5	30	35	26,4	36,9	38
22	Нагрузка на 1 м ² крыла, кг/м ²	82,7	55	58,5	76,4	69,8	95,1
23	„ „ на единицу мощности, кг/л. с.	5,5	7,7	6,4	3,53	5,5	6,7
24	Скорость макс., км/час	236	227	215	306	200	219,8 (лодка)
25	„ „ крейсерск., км/час	—	—	—	—	177	187,2
26	„ „ посадочн., км/час	109	88	89	96,7	88,5	104
27	Время подъема на высоту и скорость подъема	4 000 м—48 мин.	1 000 м—4 мин. 22 сек. 3 000 м—20 мин. 19 сек.	—	Начальн. 8,3 м/сек	Начальн. 228 м/мин	Начальн. 244 м/мин (для амфибии на 2½/9% меньше)
28	Потолок практ./теорет., м	4 200	5 800	5 000	6 160/6 650	5 490	3 568
29	Дальность, км	2 000 (норм.) 3 500 (макс.)	1 000 (норм.) 1 800 (макс.)	1 000	—	—	—
30	Число часов полета	—	—	—	—	Взлет с воды 18 сек.	—
31	Дополнительные данные	—	—	—	—	—	—
32	Источник	Jane, Спр., 1935	—	Jane, Спр., 1933	Jane, Спр., 1935	Jane, Спр., 1934	Jane, Спр., 1935

№ по пор.	Д а н н ы е	Н а и м е н о в а н и е с а м о л е т а					
		Sikorsky „S-42“ (фиг. 39)	Sikorsky „S-41“ (фиг. 40)	Short „Calcutta“ (фиг. 41)	Short „Singapore III“ (фиг. 42)	Supermarine „Southampton“ (фиг. 43)	Vought „Corsaire V-80“ (фиг. 44)
1	Тип самолета	Метал. лодка	Метал. лодка-амфибия	Метал. лодка-Биплан	Метал. лодка-Биплан	Метал. лодка-Биплан пятиместный	Поплавковый. Биплан метал. (крыло-смеш. констр.)
2	Назначение	Пассажирский	Пассажирский	Пассаж. 15 местн.	Морск. разведчик	Морск. разведчик	Истребитель-штурмовик
3	Мотор, тип	Pratt-Whitney „Hornet“	Pratt-Whitney „Hornet“	Rolls-Royce „Jupiter XI F“	Rolls-Royce MS „Kestrel-III“	Napier „Lion“	Pratt-Whitney „Hornet“
4	Число моторов и мощность, л. с.	4 × 700	2 × 750	3 × 525	4 × 560	2 × 450	1 × 675
5	Размах крыльев: верхн./нижн., м	34,8	25,6	28,35/23,15	27,4/23,2	22,9	11
6	Длина самолета, м	20,93	15,37	19,75	19,5	15,2	9,44
7	Высота „	5,28	5,4	6,8	7,2	5,66	3,92
8	Площадь крыльев с элер./площадь элер., м ²	123,5	72,0	170	170,5	132,3	31,20
9	Хорда макс./миним., м	—	3,505	—	—	—	—
10	Площадь гор. опер./руль высоты, м ²	—	—	—	—	—	—
11	верт. опер./руль поворот., м ²	—	—	—	—	—	—
12	L, B, H лодки или поплавка	—	15,32—2,28	—	—	—	—
13	Вес пустого, кг	9 940	4 459	8 081,2	8 360	3 980	1 610
14	Экипаж, количество, вес, кг	—	3 чел.	—	—	—	—
15	Вес оборудования, кг	990	285	—	1 272	—	—
16	„ вооружения или коммерч. нагрузки, кг	3 660	1 820 (16—20 шт.)	—	—	—	—
17	„ горючего, кг	3 630	1 350	—	2 845	—	—
18	„ масла, кг	—	72	—	—	—	—
19	Полная нагрузка, кг	7 310	3 505	2 133,8	4 117	2 655	595
20	Полетный вес, кг	17 250	7 964	10 215	12 477 (14 300 макс.)	6 635	2 205
21	Весовая отдача, 0/0	42,4	0,44	18,5	33,8 (42,6)	40	27
22	Нагрузка на 1 м ² крыла, кг/м ²	140	109	—	73	50	70,8
23	Нагрузка на единицу мощности, кг/л. с.	6,16	5,3	—	5,7	7,05	3,27
24	Скорость макс., км/час	290	314	196	233	174	305
25	„ крейсерск., км/час	257	282	150	168	—	—
26	„ посадочн.	104	110	98,5	104,5	83,5	100,5
27	Время подъема на высоту и скорость подъема	Начальн. 305 м/мин	Начальн. 389 м/мин	10 мин—187 м/мин 1525 м—10 мин.	—	1 500 м—10 мин.	526 м/мин (на H=1 830 м) 4 450 м—10 мин.
28	Потолок практ./теорет., м	4 880	7 020	3 650/4 270	4 570	4 270	8 200
29	Дальность, км	1 920	1 210	—	1 610	1 300	1 173
30	Число часов полета	—	—	7	—	—	4,66
31	Дополнительные данные	Взлет 30 сек.	Взлет 30 сек.	Взлет 24 сек.	—	—	—
32	Источник	„Aero Digest“, IV, 1934	Jane, Спр., 1934	—	Jane, Спр., 1935	„Flight“, № 28, 1929	Jane, Спр., 1935

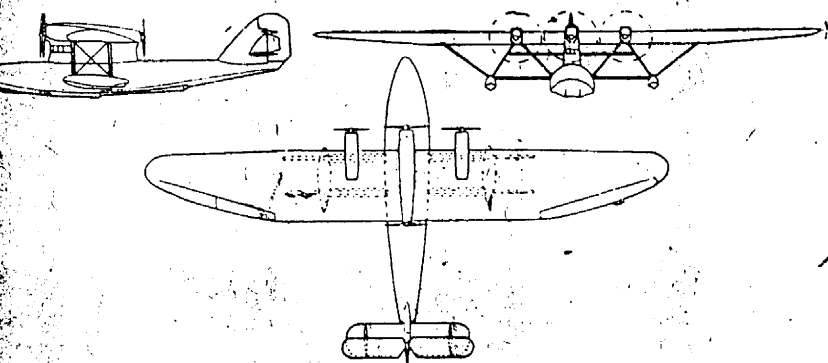
Данные самолета	Самолет № 25	Savoia S-62-bis* (фиг. 45)	Самолет № 11	Heinkel HD-55 (фиг. 46и46а)	Данные самолета	Самолет № 25	Savoia S-62-bis* (фиг. 45)	Самолет № 11	Heinkel HD-55 (фиг. 46и46а)
Тип самолета	Моноплан	Биплан	Моноплан	Лодка- биплан	Весовая отдача, %	33,6	36,0	40,6	31,8
Мотор — тип и мощность в л. с.	500/730 л. с.	Isotta- Fraschini „Asso“ 750 л. с.	570 л. с.	Jupiter 485 л. с.	Нагрузка на м ² крыла, кг	52	59,5	82,0	37,7
Число моторов	1	1	4	1	Нагрузка на единицу мощно- сти q, кг	$\frac{7,15}{4,9}$	5,55	5,5	4,5
Размах крыльев, м	21,0	16,66	31,0	13,00	Мощность на единицу пло- щади $\frac{P}{q}$, л. с.	—	10,7	14,9	8,35
Длина самолета, м	13,5	12,26	22,0	10,50	Число Магальди M	2400	1000	2,300	1800
Высота самолета, м	—	4,19	—	4,94	Скорость максимальная, км/час	225	220	—	—
S крыла, м ²	55,0	69,52	153,0	56,94	„ крейсерская „	190	180	—	—
S элерона, м ²	—	3,78	—	—	„ посадочная „	100	96	—	—
Хорда максимальная и мини- мальная, м	4,2	2,5 × 2,25	6,0	2,0	Время подъема на 1000 м	—	4'20"	—	—
S горизонтального оперения, м ²	—	7,69	—	5,95	„ „ „ 3000 „	—	19'20"	—	—
S руля глубины, м ²	—	3,75	—	—	Практический потолок, м	—	4600	—	—
S вертикального оперения, м ²	—	2,19	—	2,00	Число часов полета	—	10	—	—
S руля поворота, м ²	—	1,6	—	—	Дополнительные данные по самолету				
Лодка L × B × H, м (плечо оперения)	13 × 1,6 × 2,1	—	22 × 2,30 × 2,5	10 × 1,1 × 1,2	Угол заклинения стабилиза- тора	—	1°30'	—	—
Вес крыльев, кг	651	572	2342,1	375,5	Продольное V крыльев	0	180°	0°	—
Вес лодки с оборудованием, кг	576,6	806	2102,5	491,8	Поперечное V крыла верхнего	6	180°	6°	—
Вес подкрыльных поплавков „	50,0	41	185,0	34,7	Поперечное V крыла нижнего	—	175°20'	—	—
Вес в. м. г., кг	1013,4	1148	2586,0	524,2	Время взлета с полным весом, мин.	—	25	—	—
Вес оперения (г. и в.), кг	79	82,5	242,5	48,5	Коэффициент безопасности при нормальной нагрузке	7	7	6,0	—
Вес пустого, кг	2370,0	2650,0	7463,2	1474,7	Вес бомб по 250 кг	—	500	—	—
Экипаж: чел.	3	3	6	2	Вес пулеметов 100 зарядов, кг	—	50	—	—
Вес оборудования, кг	—	90,0	—	167	Вес фотоустановки, кг	—	25	—	—
„ вооружения „	—	550	—	320	Комплект радиоустановки, кг	—	40	—	—
„ горючего	750	610	—	40					
„ масла „	50	70	—	687					
Полная нагрузка „	1200,0	1500,0	5052,0	2161					
Полетный вес „	3570,0	4150,0	12 535,0						



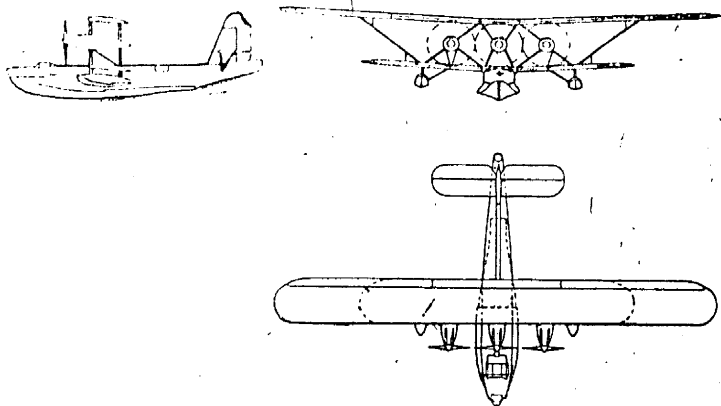
Фиг. 1. (см. также фиг. 364 в тексте).



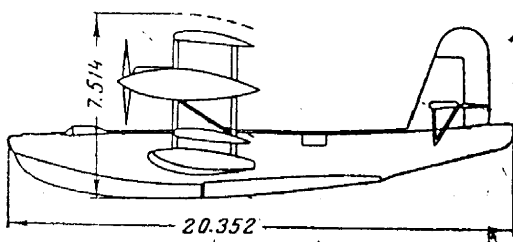
Фиг. 2.



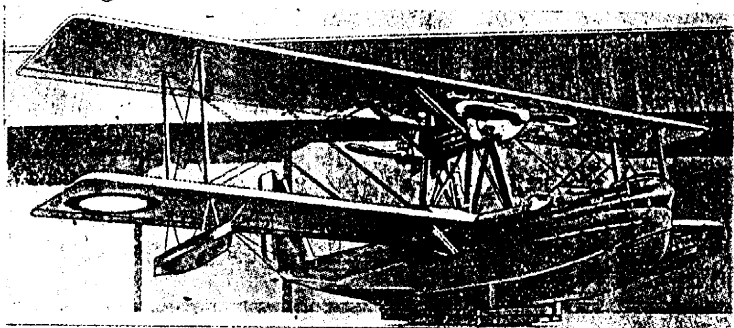
Фиг. 3.



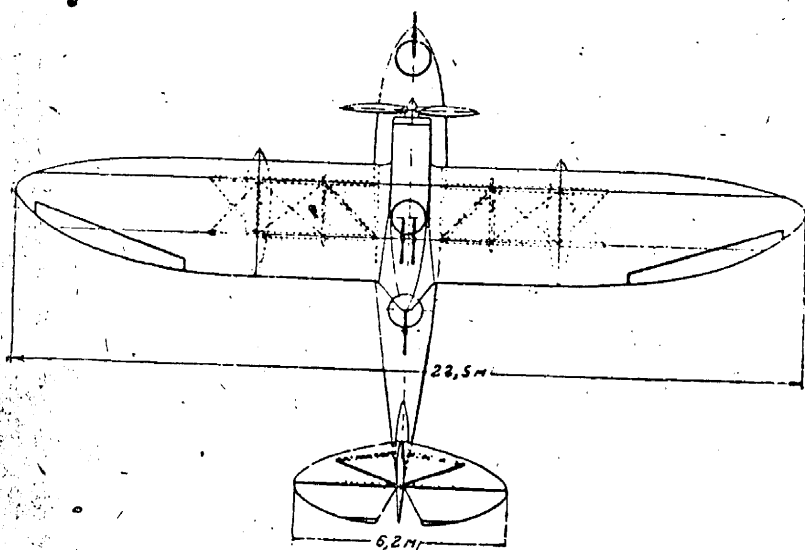
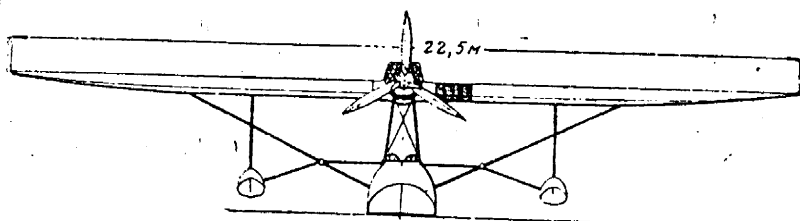
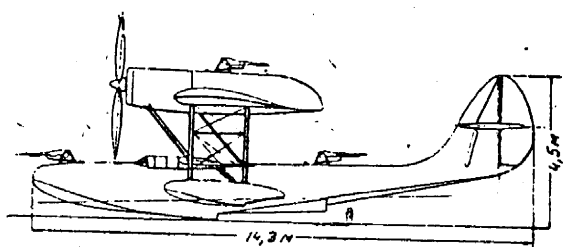
Фиг. 4.



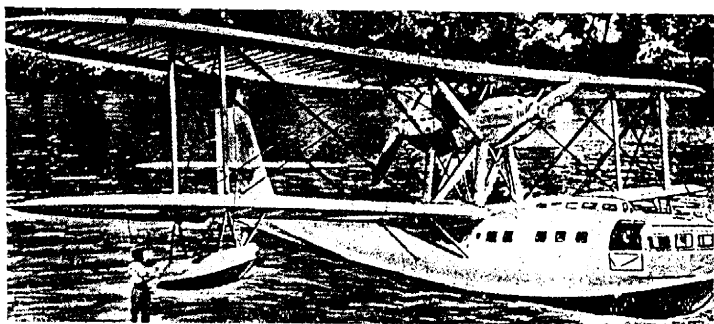
Фиг. 5.



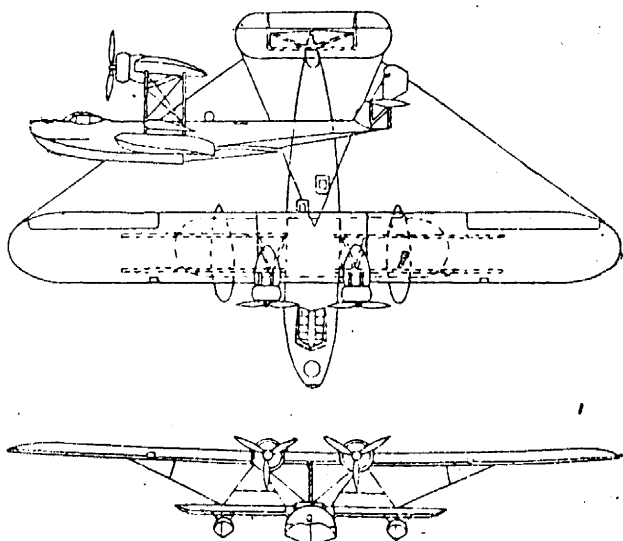
Фиг. 6.



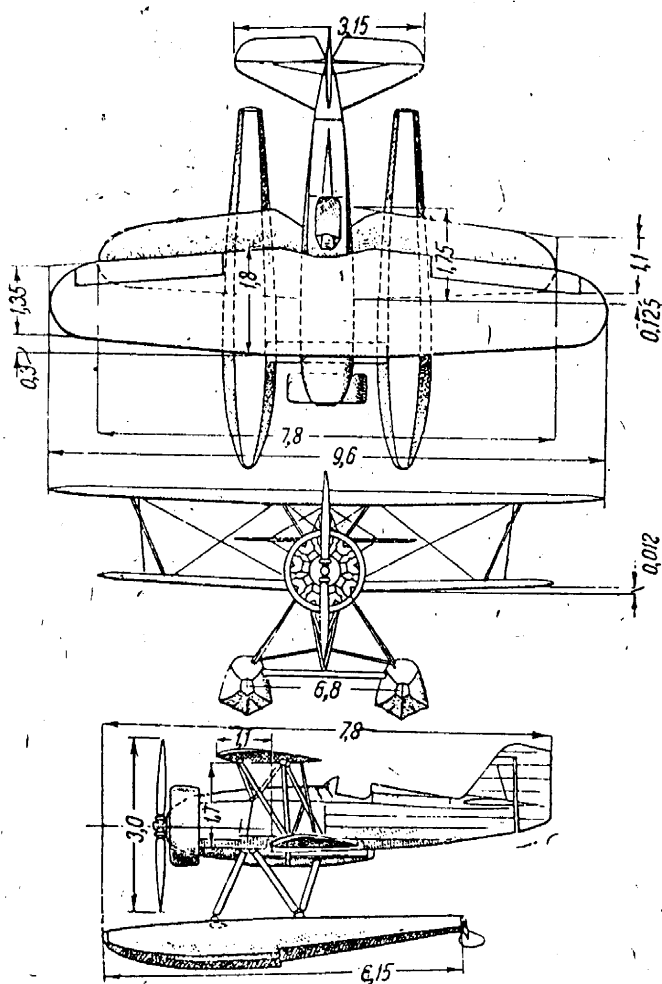
Фиг. 7.

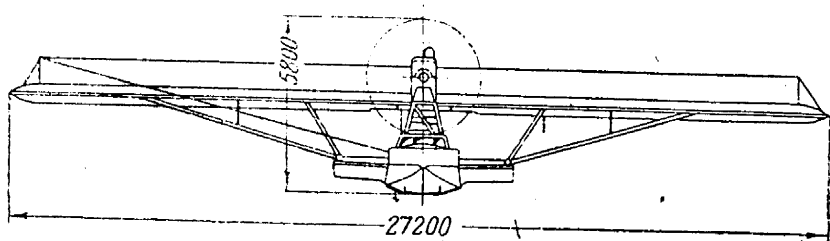


Фиг. 8.

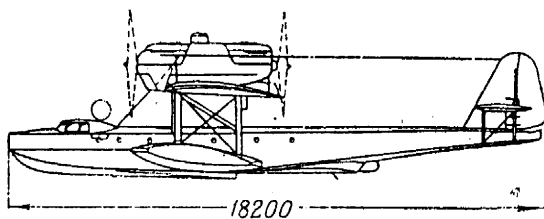
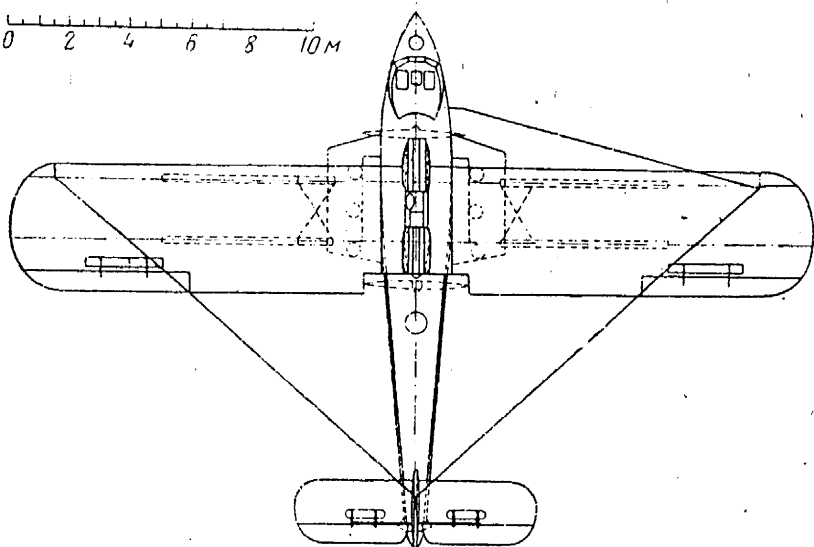


Фиг. 9.

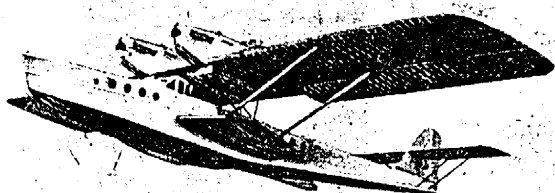




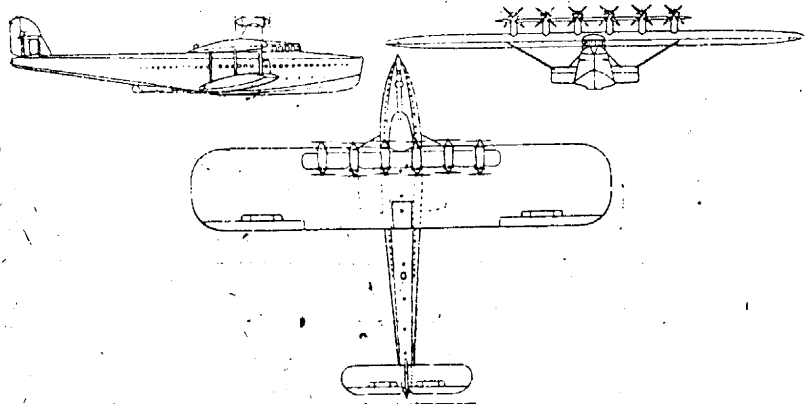
0 2 4 6 8 10 M



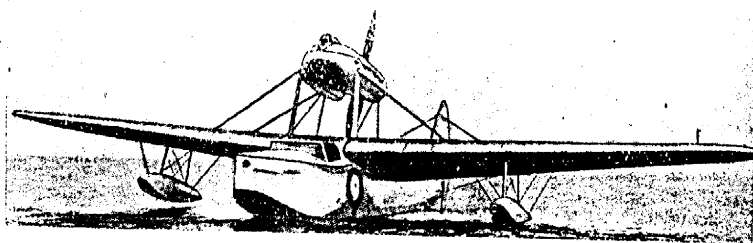
Фиг. 11.



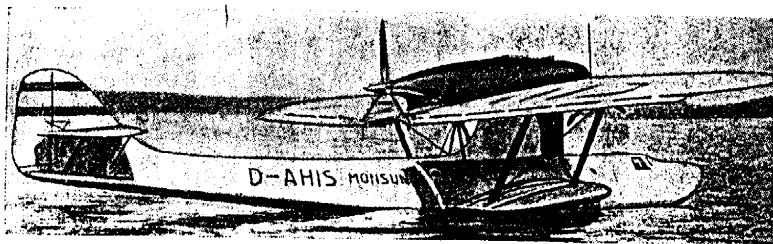
Фиг. 12.



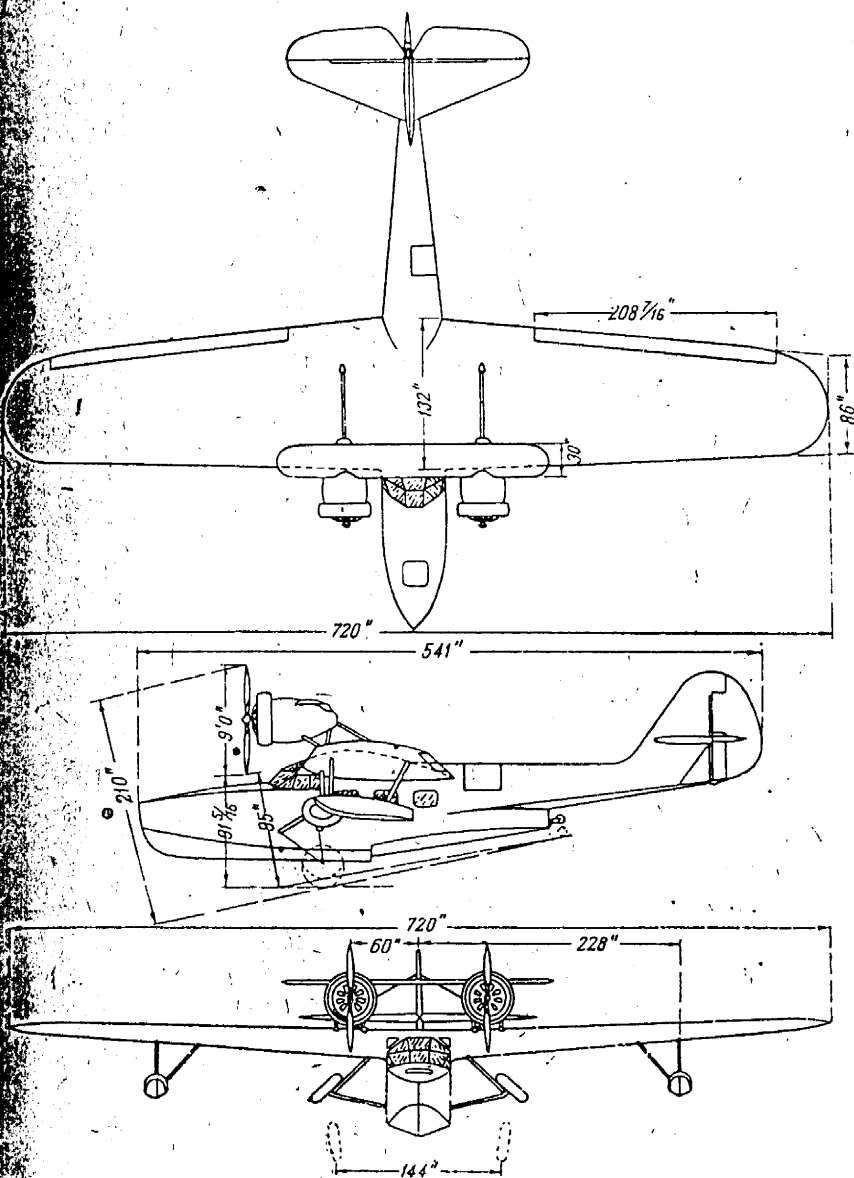
Фиг. 13.



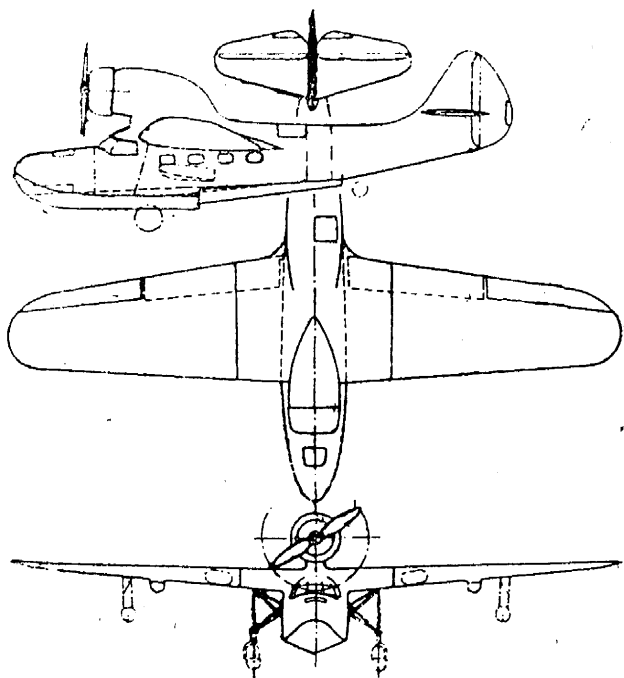
Фиг. 14.



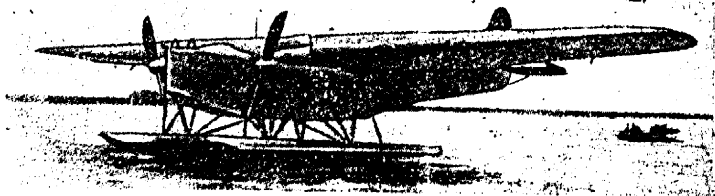
Фиг. 15.



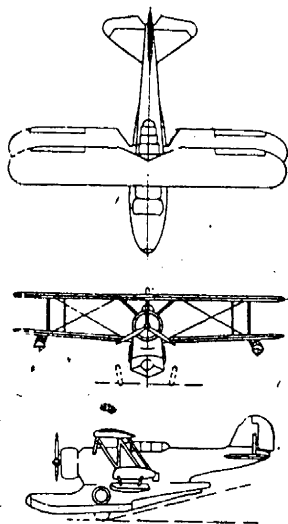
Фиг. 16.



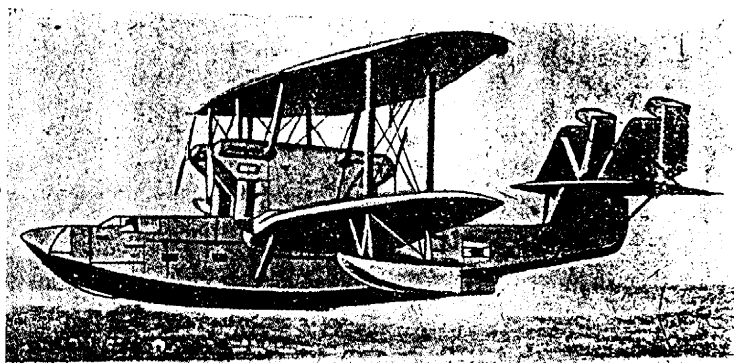
Фиг. 17.



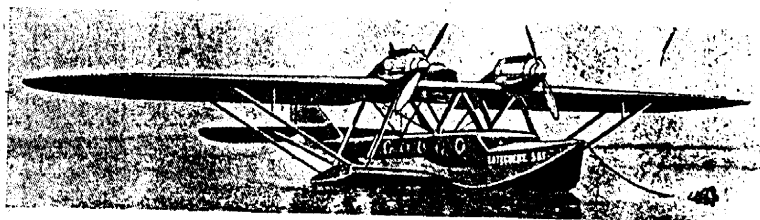
Фиг. 18.



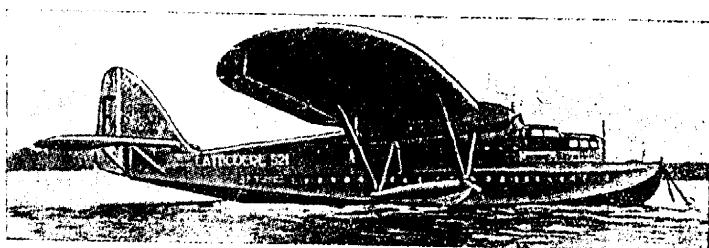
Фиг. 19 (см. также фиг. 336 в тексте).



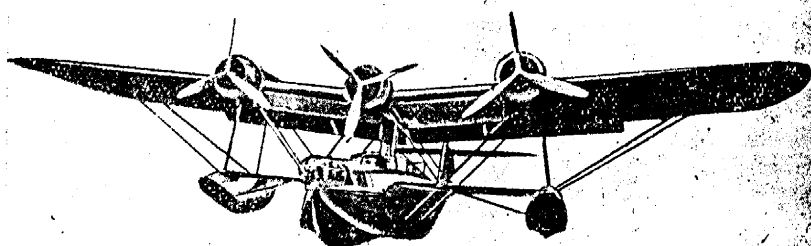
Фиг. 20.



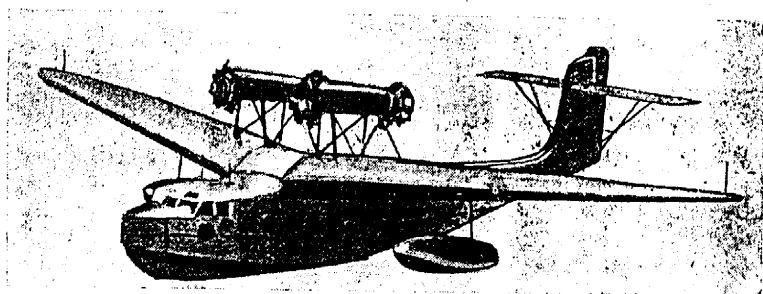
Фиг. 21.



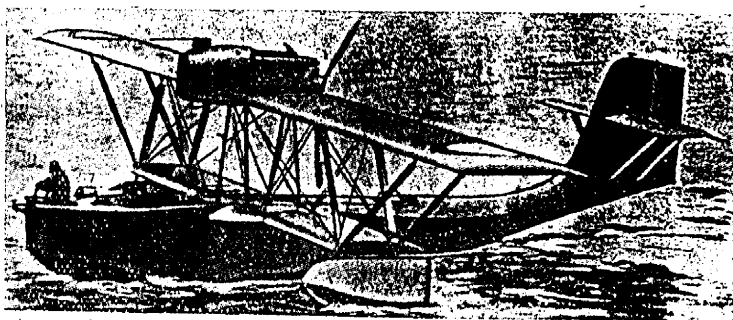
Фиг. 22.



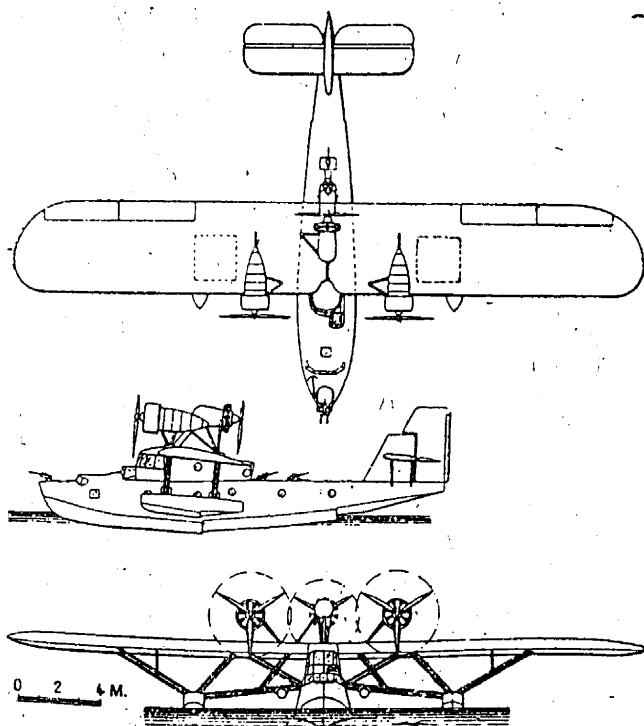
Фиг. 23.



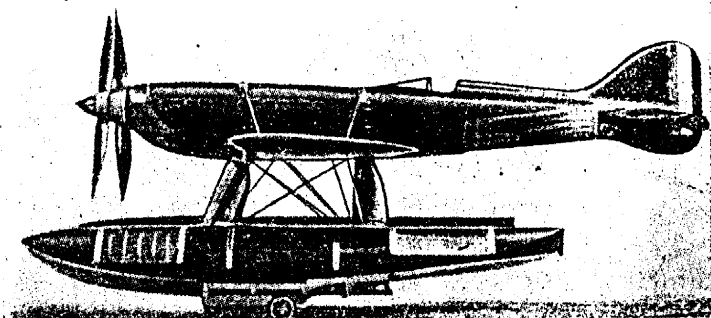
Фиг. 24.



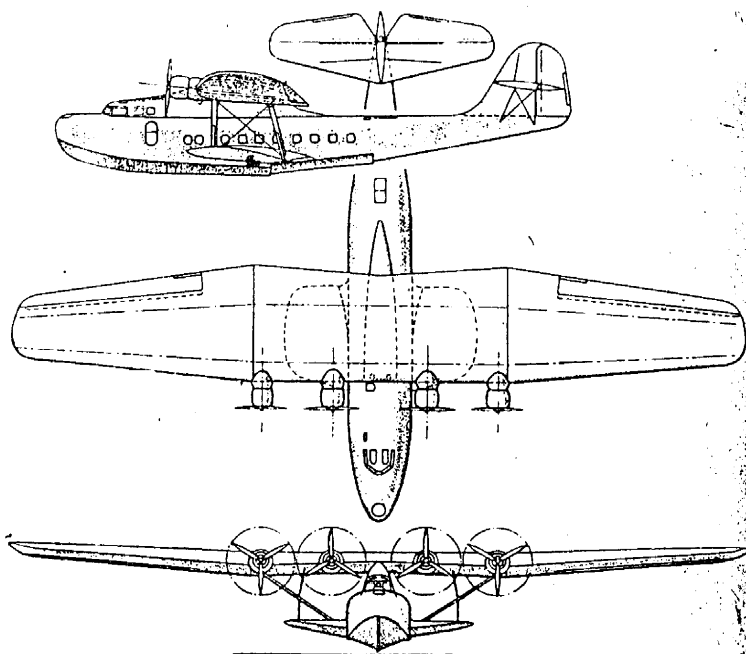
Фиг. 25.



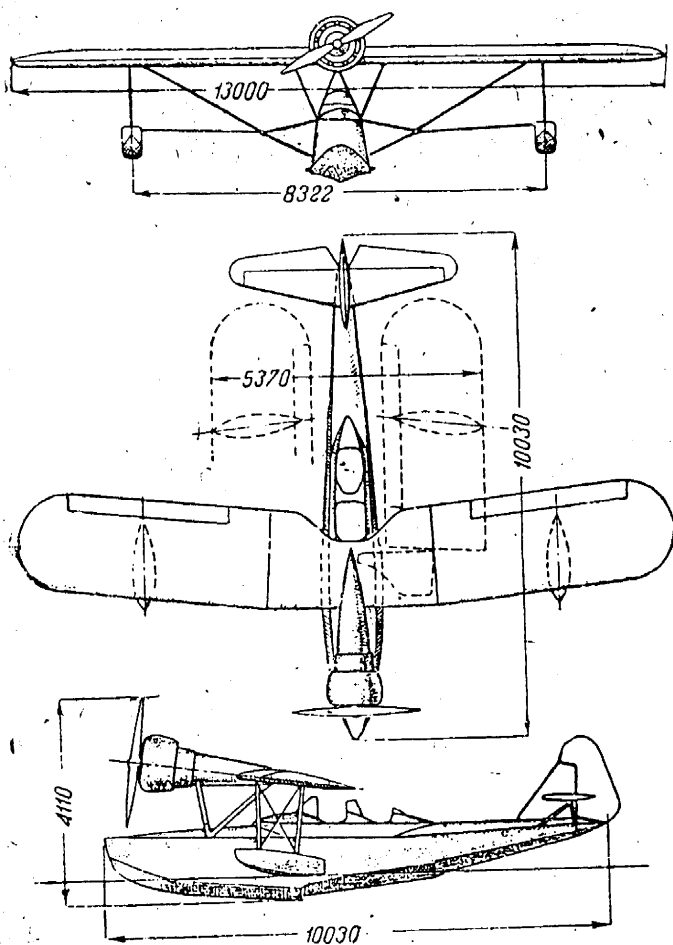
Фиг. 26.



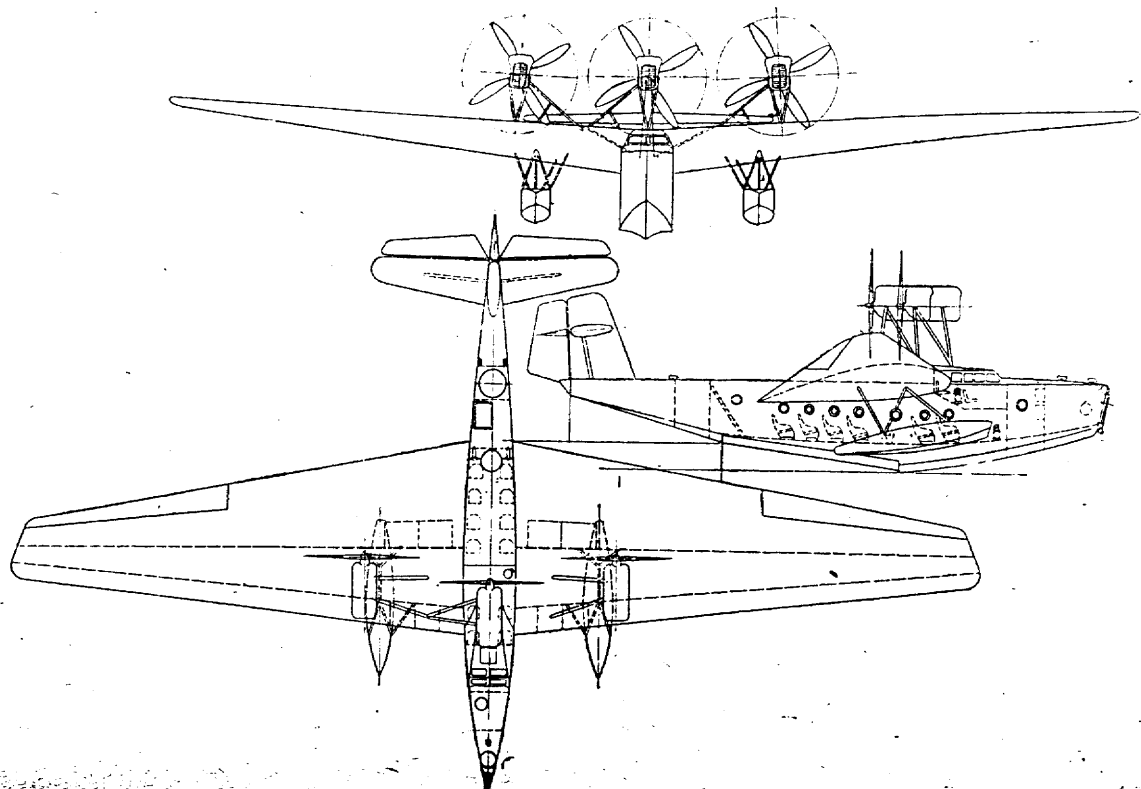
Фиг. 27.

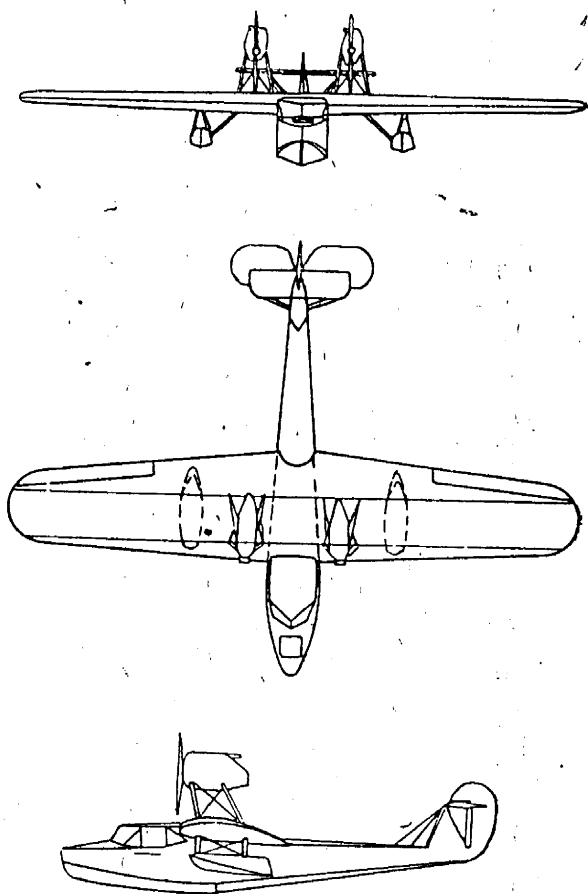


Фиг. 28 (см. также фиг. 365 в тексте).

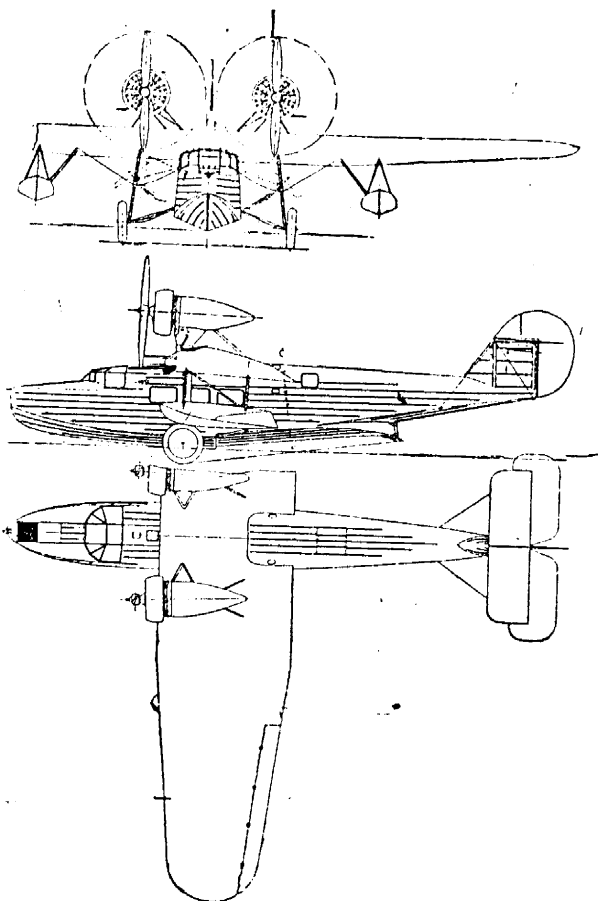


Фиг. 29 (см. также фиг. 170а в тексте).

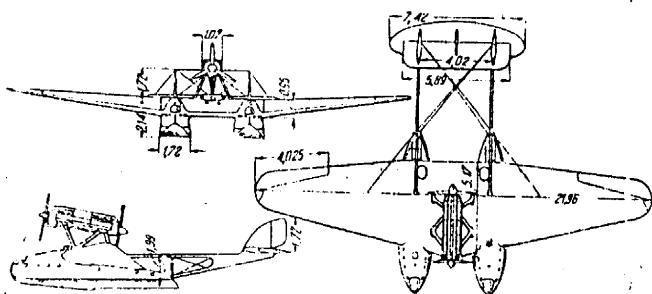




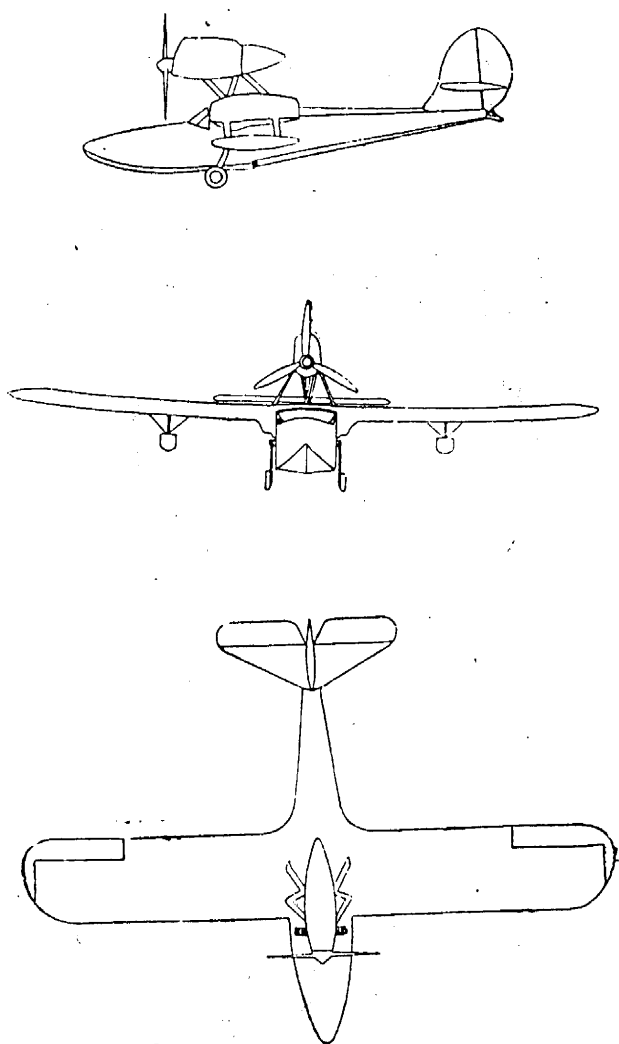
Фиг. 31.



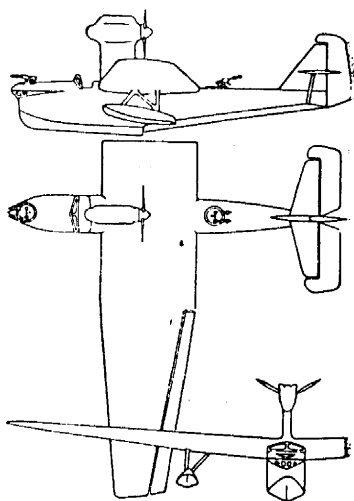
Фиг. 32.



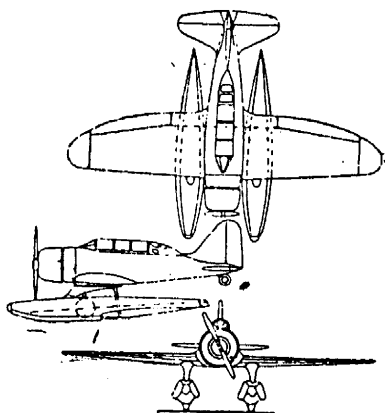
Фиг. 33.



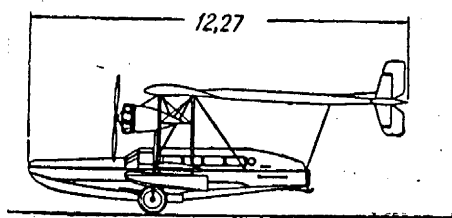
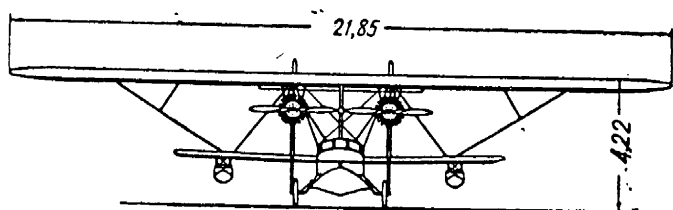
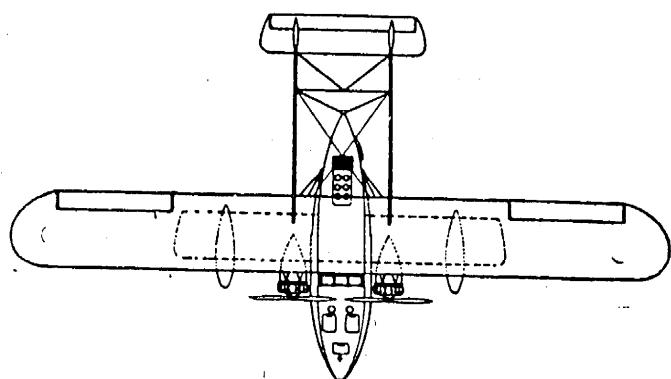
Фиг. 34.



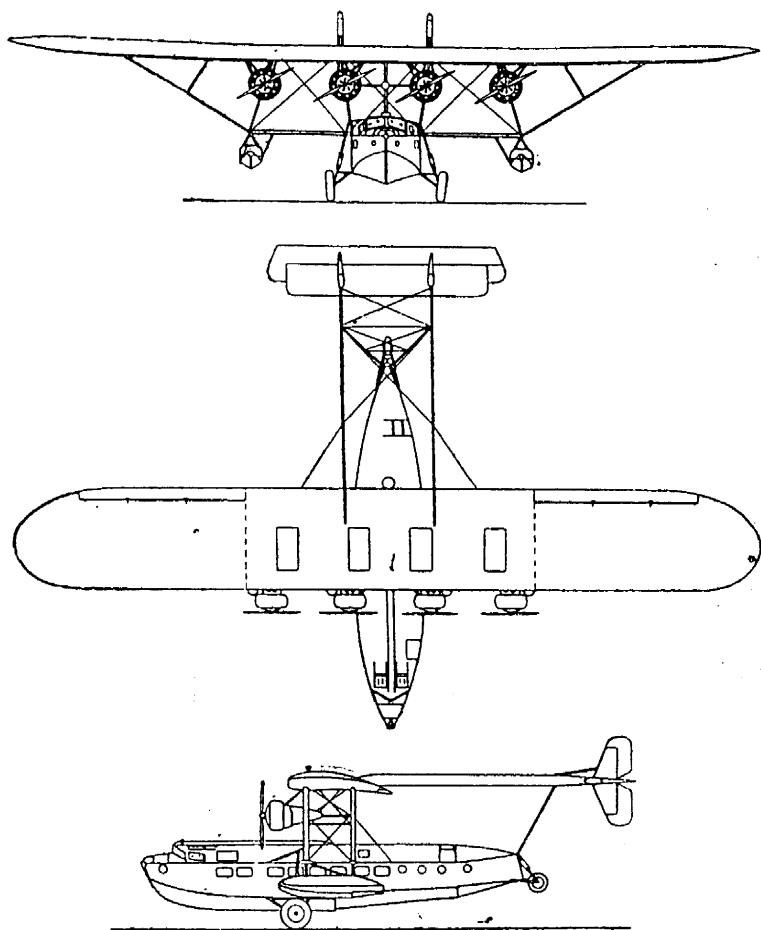
Фиг. 35.



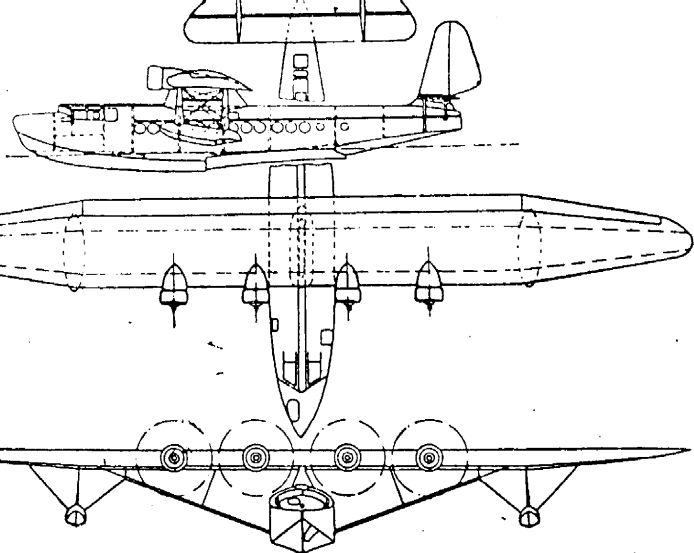
Фиг. 36 (см. также фиг. 342 в тексте).



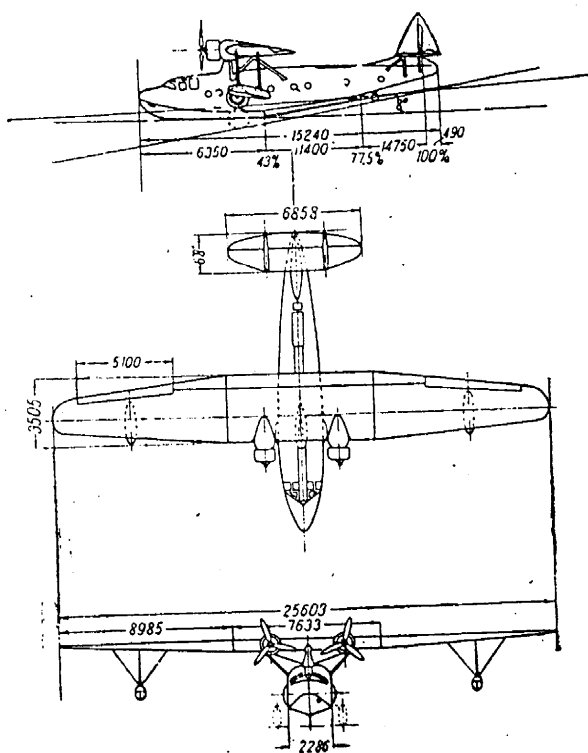
Фиг. 37.



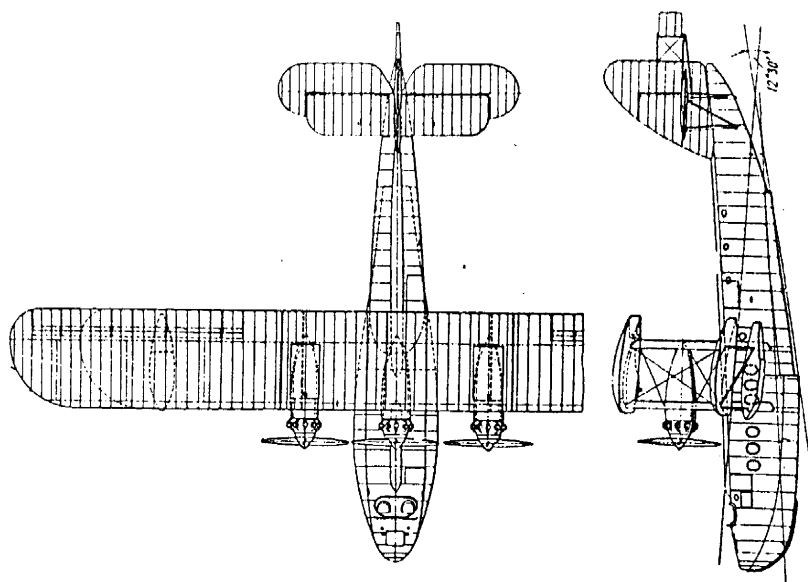
Фиг. 38 (см. также фиг. 383 в тексте).



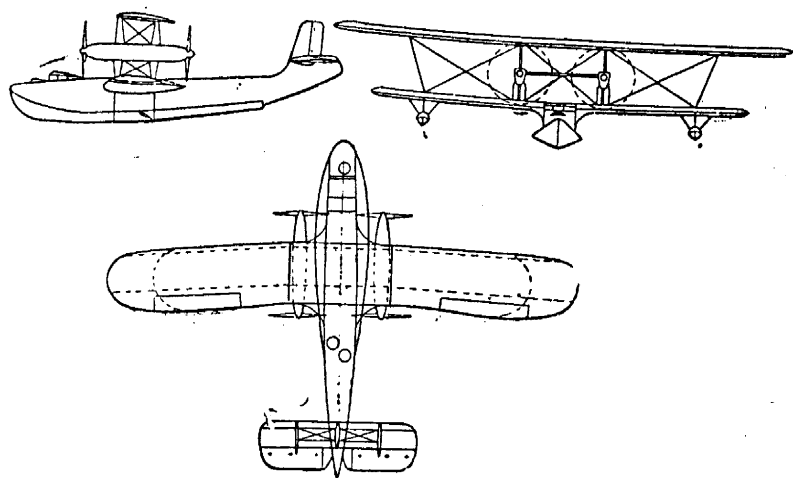
Фиг. 39 (см. также фиг. 384 в тексте).



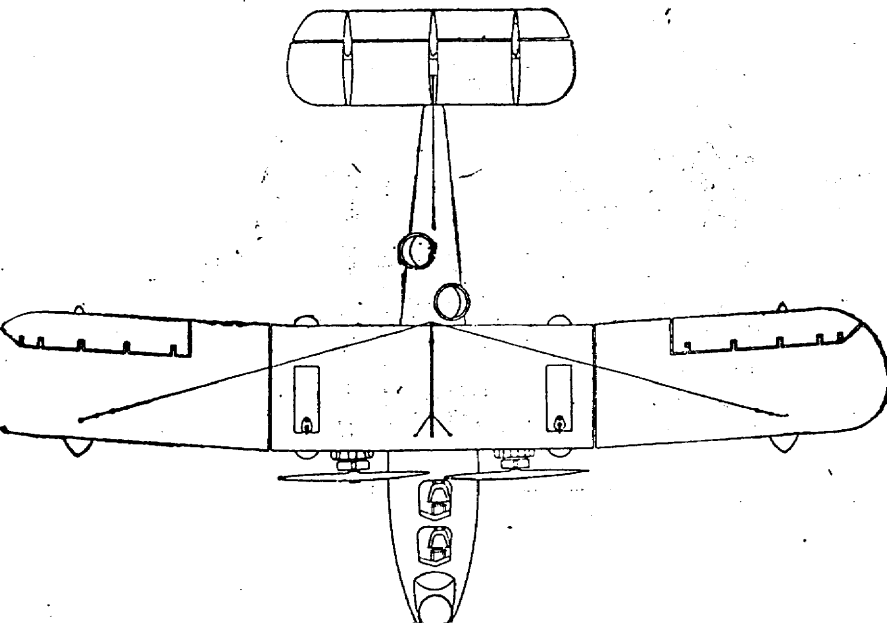
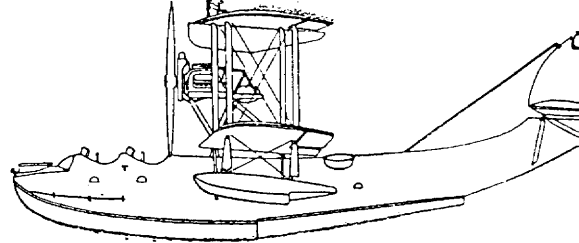
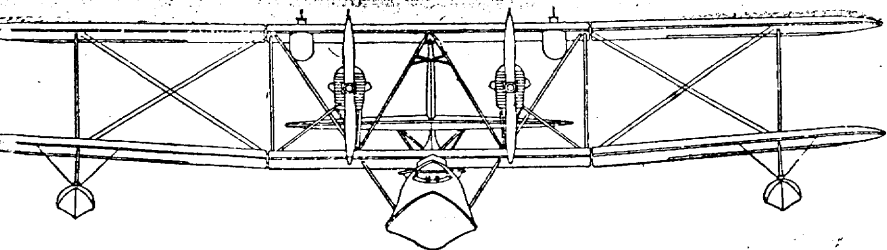
Фиг. 40.



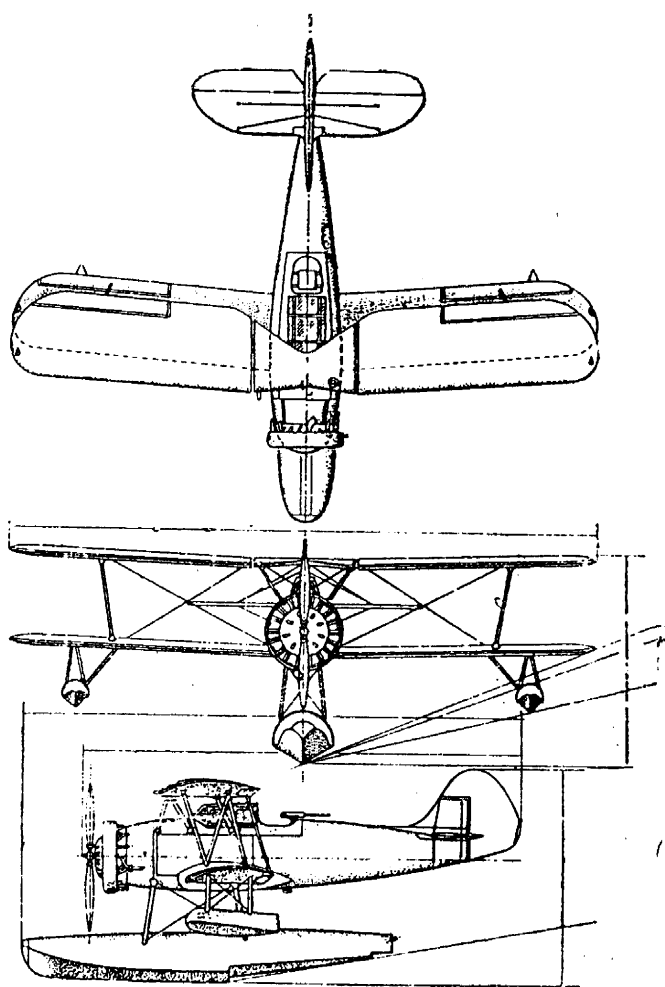
Фиг. 41.



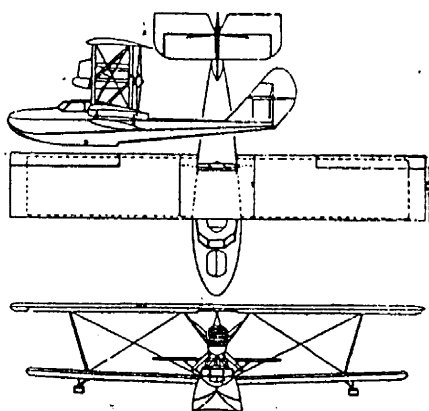
Фиг. 42.



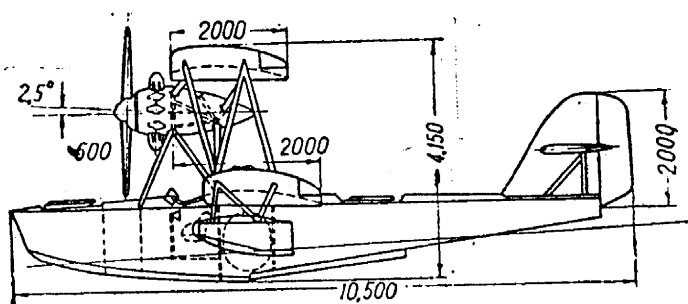
Фиг. 43 (см. также фиг. 352 в тексте).



Фиг. 44.



Фиг. 45.



Фиг. 46.

Данные по самолету-амфибии „Ш-2“ с мотором „М-11“

(см. фиг. 20 и 306 в тексте)

Название агрегатов	Размер
Геометрические размеры самолета в м	
Длина самолета полная	8,20
Высота максимальная с опущенными колесами	3,5
Размах верхнего крыла	13,0
Размах нижнего крыла	5,415
Хорда верхнего крыла	1,8
Хорда нижнего крыла	0,9
Размах горизонтального оперения	3,9
Плечо горизонтального оперения	4,4
Плечо вертикального оперения	4,62
Геометрические размеры лодки в м	
Длина лодки, L	7,85
Длина от носка до редана	3,3
Ширина лодки B	1,16
Высота „ H “	0,95
Положение редана — позади ц. т. самолета	0,35
Площади в m^2	
Верхнего крыла	21,75
Нижнего крыла без поплавков	2,95
Крыла	24,7
Элерона	2,3
Стабилизатора	2,2
Руля высоты	1,3
Горизонтального оперения	3,5
S киля	0,6
S руля направления	0,6
$S_{в. о.}$	1,2
Весовые данные	
Вес пустого (летающей лодки), кг	620
Вес пустого (амфибии)	660
Нормальная нагрузка (учебная)	277
Нормальная допустимая	500
Полетный вес лодки	897
Полетный вес амфибии	937
Удельная нагрузка крыльев, $кг/м^2$	36,5 — 38
Удельная нагрузка на мощность, $кг/л. с.$	8,97 — 9,37
Мощность на единицу площади, $л. с./м^2$	4,05
Лодка с оборудованием, кг	157
Нижнее крыло с поплавком	30
Стойки и подкосы крыла	33,6
Обтекатели стоек	0,5
Центроплан	25,5
Задняя часть центроплана	2,7
Верхние крылья	106,0
Элероны	8,6
Мотоустановка	240
Хвостовое оперение	18,5
Шасси с колесами и костылем, кг	38,0

Название агрегатов	Размер
Нормальная нагрузка в кг	
Летчик и пассажир	160
Парашюты	17
Горючее на 3 часа	75
Масло на 6 час.	15
Разный груз	10
Аэродинамические данные	
Максимальная скорость у земли, км/час	145
Посадочная скорость, км/час	65
Потолок, м	4140

**СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ,
КОТОРОЙ ПОЛЬЗОВАЛСЯ АВТОР ПРИ СОСТАВЛЕНИИ КНИГИ**

1. ПЕРИОДИЧЕСКАЯ ЛИТЕРАТУРА

А. Иностранные журналы

1. Aero Digest. 2. Aeronautique. 3. Aeroplane. 4. Aéroophile. 5. Aircraft Engineering. 6. Aircraft Engineer. 7. Aerotecnica. 8. Les ailes. 9. Aviation. 10. Bréguet—Gazette. 11. Flugsport. 12. Flight. 13. Luftwacht. 14. Luftfahrtforschung. 15. Motorwagen. 16. J. of RAS. (Journal of the Royal Aeronautical Society). 17. Reports of NACA (National Advisory Committee for Aeronautics). 18. R. & M. (Aeronautical Research Committee. Reports and Memoranda). 19. Rivista Aeronautica. 20. VDI (Zeitschrift des Vereines deutscher Ingenieure. 21. ZFM (Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt).

В. Русские журналы

1. Самолет.
2. Техника воздушного флота.

II. НЕПЕРИОДИЧЕСКАЯ ЛИТЕРАТУРА

А. Иностранные книги

1. Aircraft Yearbook — за все годы.
2. Jochow Förster, Hilfsbuch für Schiffbau.
3. Langsdorf, Vortschritten der Luftfahrt.
4. Langley, Metal Aircraft Construction.
5. Munro, Marine Aircraft Design.
6. Pepe, Precis d'hydraviation.
7. Pitman, Handbook of aeronautics.
8. Sumner, Naval aircraft architecture.
9. Supermarine „Southampton“, описание.
10. Worner & Johnston, Aircraft Handbook.

В. Русские книги

1. Джодж, Автомобильные и авиационные моторы.
2. Жовинский, К вопросу о расчете радиаторов для моторов с водяным охлаждением.
3. Крейсон, Самолеты за 20 лет.
4. Крейсон, Весовые характеристики самолетов.
5. Пономарев, Корабельная архитектура.
6. Сборник „Самолетостроение“.
7. Технические заметки ЦАГИ:

- а) Гончаров, Подсчет органов управления;
- б) Щетинков, Масляно-пневматические амортизаторы.